



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 30
4(149)
2024

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Динаміка та управління космічними апаратами

Alpatov A., Wang C., Lu H., Lapkhanov E. Orbit selection of the space industrial platform with distributed electrical-power system modules 3

Yefymenko N., Kudermetov R. Dynamic model of vector motion and its application in spacecraft uniaxial orientation problems 24

Дослідження Землі з космосу

Trofymenko P. I., Zatserkovnyi V. I., Kokosha L. O. Determination of greenhouse gas concentration in the atmosphere by Earth Remote Sensing means. Cartographic and analytical assessment of the geospatial distribution of its values. 34

Benali A. Water bodies extraction using mathematical morphology 48

Астрономія й астрофізика

Golubaev O. V., Mozgova A. M. Kinematic parameters, physical characteristics and chemical composition of selected meteoroid bodies 58

CONTENTS

Spacecraft Dynamics and Control

Alpatov A., Wang C., Lu H., Lapkhanov E. Orbit selection of the space industrial platform with distributed electrical-power system modules 3

Yefymenko N., Kudermetov R. Dynamic model of vector motion and its application in spacecraft uniaxial orientation problems 24

Study of the Earth from Space

Trofymenko P. I., Zatserkovnyi V. I., Kokosha L. O. Determination of greenhouse gas concentration in the atmosphere by Earth Remote Sensing means. Cartographic and analytical assessment of the geospatial distribution of its values. 34

Benali A. Water bodies extraction using mathematical morphology 48

Astronomy and Astrophysics

Golubaev O. V., Mozgova A. M. Kinematic parameters, physical characteristics, and chemical composition of selected meteoroid bodies 58

<i>Періг В. М., Кудак В. І., Гураніч П. П., Сула А. І.</i> Моніторинг стану світлового забруднення в Закарпатському регіоні	73	<i>Perig V. M., Kudak V. I., Guranich P. P., Susla A. I.</i> Monitoring of light pollution in the Transcarpathian region	73
<i>Vavilova I. B., Fedorov P. M., Dobrycheva D. V., Sergijenko O., Vasylenko A. A., Dmytrenko A. M., Khramtsov V. P., Kompaniiets O. V.</i> An advanced approach to the definition of the “Milky Way galaxies-analogues”	81	<i>Vavilova I. B., Fedorov P. M., Dobrycheva D. V., Sergijenko O., Vasylenko A. A., Dmytrenko A. M., Khramtsov V. P., Kompaniiets O. V.</i> An advanced approach to the definition of the “Milky Way galaxies-analogues”	81

На першій сторінці обкладинки — Карта ґрунтів України (див. статтю *Trofymenko P. I., Zatserkovnyi V. I., Kokosha L. O.* Determination of greenhouse gas concentration in the atmosphere by Earth Remote Sensing means. Cartographic and analytical assessment of the geospatial distribution of its values, С. 34—47)

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

Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО

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

Ідентифікатор медіа R30-01479

Підписано до друку 24.09.2024. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
 Ум. друк. арк. 9,45. Обл.-вид. арк. 9,92. Тираж 50 прим. Зам. № 7407.

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

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

<https://doi.org/10.15407/knit2024.04.003>
UDC 629.78

A. ALPATOV^{1,2} Corresponding Member of the National Academy of Sciences of Ukraine, Full-professor,
Doctor of Engineering, Head of the Department of System Analysis and Control Problems,

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-4411-2250>

E-mail: aalpatov@ukr.net

C. WANG², Ph. D., Professor

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1358-7731>

E-mail: wangcq@nwpu.edu.cn

H. LU^{2,3}, Ph. D., Postdoctoral

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-4695-3424>

E-mail: luhs@nwpu.edu.cn

E. LAPKHANOV¹, Ph. D., Researcher at the Department of System Analysis and Control Problems

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-3821-9254>

E-mail: ericksaavedralim@gmail.com

¹ Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine
5 Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

² School of Automation, Northwestern Polytechnical University
Xi'an, China

³ Chongqing Innovation Center, Northwestern Polytechnical University
Chongqing, China

ORBIT SELECTION OF THE SPACE INDUSTRIAL PLATFORM WITH DISTRIBUTED ELECTRICAL-POWER SYSTEM MODULES

Space industrialization is one of the prospective directions in modern aerospace science and engineering for space exploration of new resources and habitats. The key issue is to provide industrial space modules with the required amount of electricity needed. One type of power supply for such modules is the use of distributed power systems, which consist of constellations of spacecraft with contactless power transmission. Given this, the problem of rational orbit selection for their dislocation arises. Considering these problems, the methodology for orbits selection of the space industrial platform with distributed electrical-power system modules is proposed in the paper. This methodology includes orbital translation, attitude, relative dynamics estimation for each power satellite, and its corresponding orbit optimization algorithm. The orbit optimization algorithm includes statistical processing and elements of gradient and coordinate descent methods, allowing us to determine the most significant parameter influencing the duration of the contactless power transmission session. Also, quaternion mathematics is used to estimate the dynamics in the program parameters for targeting the transmitter spacecraft antenna to the receiver spacecraft rectenna. With the approaches mentioned above, the methodology proposed in this paper allows us to form the requirements for the power satellites' attitude and orbit control system to improve the process of selecting corresponding design parameters of such systems.

Thus, the usage of the proposed methodology can allow the designing of the power satellites' attitude and orbit control system in the conceptual stages of designing.

Keywords: *contactless power transmitting, orbit selection, targeting quaternion, optimization of orbit parameters.*

Цитування: Alpatov A., Wang C., Lu H., Lapkhanov E. Orbit selection of the space industrial platform with distributed electrical-power system modules. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 4 (149). P. 03–23. <https://doi.org/10.15407/knit2024.04.003>

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

Introduction. The Near Future requires New Future Ideas and Technical Propositions. One of these new ideas is connected with the concept of Space Industrialization. The development of the Space Industrialization Concept has grown based on two main scientific directions, which are the study of large space constructions and space manufacturing research. Given this, the leading world space agencies have proposed several technical approaches that allow one to produce unique technologies in zero gravity. These technologies are connected with production semiconductors, space inductive metallurgy, 3D printing technologies, etc.

In turn, implementation of such power-consuming technological processes requires significant on-board electrical power reserves on the space industrial platform. Taking this into account, there is a task of the development of a space industrial platform electrical power system. This system should consist of four main modules:

- 1) the electricity generation module;
- 2) the electricity storage module;
- 3) the module for transmitting electricity to a consumer (Space industrial platform equipment);
- 4) the module for receiving and converting electricity.

Considering the level of theoretical and practical background of solar power satellite development [7, 12, 15], the power-electrical system of the space industrial platform can be constructed using two approaches. The first approach is based on placing all 4 electrical-power structural modules on the one bus platform together with all systems of the space industrial platform (SIP). However, such an approach requires a significant area for solar panels' placement and free volume for the batteries' location. This reduces the free volume inside the SIP, which is necessary for placing technical industrial equipment. On this basis, the problem of selecting a rational ratio of production equipment mass to the electrical-power system mass arises. Given the limitation of the volume inside the SIP and the reduction of free volume for useful equipment due to the installation of energy modules, the efficiency of the SIP itself can be significantly reduced.

Therefore, in [20], the second approach has been proposed based on the distribution of electrical-power

er modules between the SIP bus and the special electrical-power spacecraft orbital group (SEPSOG). Such configuration can allow us to reduce the free volume inside SIP, which is required for the power generation system in the first case. Considering this, the task of ballistic analysis for orbital, attitude, and relative motion of SEPSOG modules arises.

Literature review and problem statement. Research on space power systems (SPS) has been carried out by the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) since the early 2000s. The research group of the JAXA presented a phased program for the creation of a commercial SPS [23]. The configuration of the space-based solar power system consists of numerous square panels, each measuring 100 m × 95 m and 0.1 m thick, tethered together. Each panel is suspended at the corners on 4 cables 5–10 km long, coming out from the bus system. The mass of a single system, according to [23], is about 50 tons, and the power transmitting capability is 2.2 MW. Moreover, this technology was tested in space. However, this approach has several disadvantages when using such SPS as SEPSOG modules for SIP. These disadvantages are:

- 1) usage of the large construction leads to reducing the maneuvering performance during guidance and re-orientation;
- 2) probability of additional vibrations and oscillations in the articulated joints [14], which leads to additional disturbances in reorientation modes and reduces the pointing accuracy;
- 3) problems of providing accurate orientation in tracking modes of targeting on the apertures of SIP receivers.

These disadvantages and problems can occur when using all types of super-large space constructions [18] for contactless electricity transmission between two spacecraft. Even though good results have been obtained in the Earth-pointing accuracy of the large-sized space power plant transmitting antenna [17], such systems are very difficult to apply in the SEPSOG technologies. It can be explained by the two peculiarities of large-scale SPS concept implementation:

- the large-scale SPS technologies are proposed to be located on Geosynchronous orbits with constant relative position to the target point of the receiver, which is located on the Earth's surface,

- lack of target tracking modes and moving receivers that require high performance and accuracy for the attitude and orbit control subsystem (AOCS), which are needed for SEPSOG modules.

Therefore, the peculiarities of SEPSOG module construction should take into account all of the above-mentioned shortcomings. In turn, further research shows the possibility of reducing the mass and dimensions of SPS [25]. So, according to estimation, the total mass of SPS was proposed to be near 2000 kg. The area of solar panels is about 141 m², which significantly impacts the inertial characteristics of this power satellite [25]. However, this satellite is developed for the power transition to the terrestrial receivers from orbit altitudes ranging from 8500 to 16500 km. Given the much smaller distance between the SIP receivers and the SEPSOG transmitting satellites, the energy loss will also be much less. Therefore, the development of SEPSOG will not require such a large power generation system and such a large area of solar panels, as has been proposed in [25]. In turn, it can help us significantly reduce the elastic perturbations in the articulated joints, which have an oscillation nature.

The method of reducing oscillation impact for SPS is proposed in the paper [24]. This method assumes the control law for a micro-electromechanical system, which allows us to suppress vibrations for SPS during on-orbit assembly. However, implementation of such an approach requires a lot of additional sensors, actuators, and control modules, which can significantly increase the costs for the creation of such SPS. On the other hand, nothing is clear about the operation of such a control system in the target tracking modes that are required for SEPSOG modules.

Taking this into account, the mechanical body construction of the SEPSOG module should have properties that are close to rigid body dynamics when elastic oscillation will be minimal and can be neglected.

The closest concept to the SEPSOG is described in works [1, 5]. This approach is based on the contactless microwave power transition between two satellites. So, it has been shown the possibility of wireless power transition between two microsatellites (Figure 1), which are:

- 1) transmitting microsatellite with a mass of 50 kg [4],

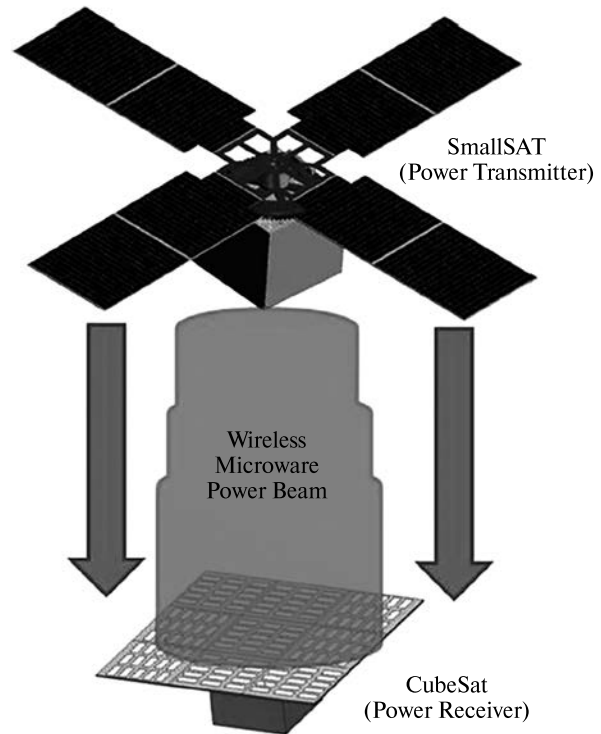


Figure 1. Microwave wireless power transmitting between two satellites

- 2) receiving satellite with a mass of 1.33 kg (CubeSat class) [4].

According to the estimations [5], the possible transmitting distance between these two satellites ranges from 8 to 300 m depending on the wavelength (which depends on the operating frequency of the microwave range) and antenna/rectenna sizes. Taking this into account, for such types of satellites, only one type of flight is possible during power transmission — a formation flight with maintaining a constant distance between satellites. In turn, according to the analysis, which has been done in the paper [1], the most expedient method of power transition is based on microwave power transition. It can be explained by the deep study of this technology and experimental verification and confirmation of the theoretical calculation of contactless power transmission. However, laser contactless power transition is in progress and, according to the authors' suggestions, has good perspectives in the future [1].

Considering all the above peculiarities of contactless power transmission between two satellites in

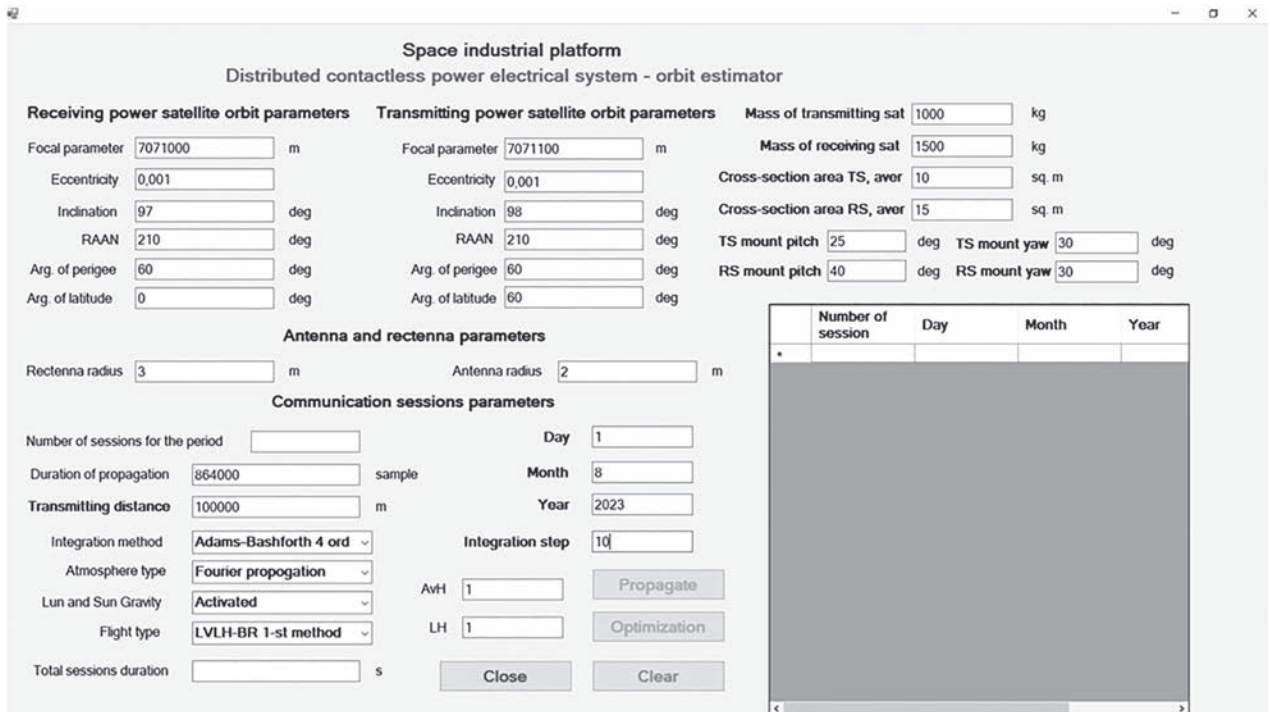


Figure 2. The main window of the GUI interface

space, the following tasks, which should be solved to determine SEPSOG dislocation, can be defined:

- 1) determination of SIP orbit parameters [20],
- 2) determination of SEPSOG orbits [20],
- 3) analysis of relative motion: SEPSOG modules relative to SIP,
- 4) determination of the distance changes between SEPSOG modules and SIP during orbiting [20],
- 5) determination of the conditions that allow contactless power transmission from the SEPSOG module to SIP receivers.

Taking into account the listed problems, the task arises of developing the methodology for SEPSOG orbiting analysis and determining their dislocations.

The purpose and tasks of the study. The purpose of the research is to develop the methodology for SEPSOG orbits' selection while considering the space industrial platform position. This will make it possible to choose the orbit locations for SEPSOG modules of the space-based distributed power system of the space industrial platform considering the requirements of contactless power transition.

To achieve this aim, it has been determined a set of following tasks:

- to determine the mathematical model of SEPSOG orbital translation and relative motion,
- to develop the mathematical model for targeting quaternion (quaternion of SEPSOG transmitting spacecraft orientation to SEPSOG receiving spacecraft aperture) estimation,
- to carry out a numerical experiment on the choice of the location of the SEPSOG modules,
- to develop the methodology for determining the most optimal orbital parameters for the location of the SEPSOG modules.

Materials and methods of research. The object of the research is the process of determining spacecraft ballistic parameters by analyzing the orbital group's relative motion. The subject of the research is the theoretical and conceptual aspects of the methodology development using orbital mechanics theory, theory of optimization, and computer simulation for the orbit selection of spacecraft of the space industrial platform electrical-power distributed system.

To solve the problems presented in the study, we employed general scientific and specialized research methods:

- methods of celestial mechanics and spacecraft flight theory for determination of SEPSOG ballistic parameters,
- methods of mathematical analysis, vector algebra, numerical simulation, and quaternion mathematics for the development of a mathematical model of SEPSOG motion,
- methods of software development for the creation of software GUI module using the multilanguage approach,
- method of system analysis.

To study the peculiarities of the motion of the SEPSOG modules, a special software application has been developed. Structurally, this application consists of 3 parts:

- 1) dll library, which includes mathematical models for the SEPSOG orbital motion simulation (developed using C++),
- 2) general algorithm and programs for library integration to software application (developed on C#),
- 3) GUI interface and file system (developed on C#).

In turn, the main window of the GUI interface (Figure 2) allows one to input main SEPSOG parameters, including orbits, mass, and size, apertures sizes, and space environment parameters to analyze the relative motion of two SEPSOG modules: spacecraft transmitter (SCT) and spacecraft receiver (SCR). Also, this window includes a database table, which records the duration of possible sessions of contactless power transmission from SCT to SCR.

The additional window of the GUI interface is developed for the graphical visualization of calculations.

Mathematical model of special electrical-power spacecraft group orbital translation and relative motion. The generalized mathematical model of SEPSOG motion is described in [20]. This mathematical model includes:

- 1) 6-dof model of spacecraft perturbative motion,
- 2) module for SCT and SCR relative motion determination,
- 3) general mathematical approaches for the targeting subsystem development,
- 4) general approaches for AOCS control algorithm development,

5) a general description of the requirements for contactless power transmission from SCT to SCR.

In turn, the following mathematical models, which are used in the dll library of the software application, include:

A) 3-dof model of spacecraft perturbative translation motion based on the differential equations in orbital parameters [20, 22]. For the correct implementation of this mathematical model, the following standard reference frames were used, which are described in [2, 9, 10, 20]. These reference frames are the J2000 inertial reference frame [20], WGS-84 reference frame [9], STW orbital reference frame [10], local vertical local horizontal (LVLH) reference frame, SCR and SCT body and aperture reference frames (ARF) [20]. In turn, the differential equation model has the following form:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r_{SC}}{\sqrt{\mu \cdot p}} \cdot \frac{\sin u}{\sin i} \cdot W \\ \frac{di}{dt} &= \frac{r_{SC}}{\sqrt{\mu \cdot p}} \cdot \cos u \cdot W \\ \frac{dp}{dt} &= 2r_{SC} \cdot \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot T \\ \frac{dq}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[\sin u \cdot S + \left(\left(1 + \frac{r_{SC}}{p} \right) \cos u + \frac{r_{SC}}{p} q \right) T + \right. \\ &\quad \left. + \frac{r_{SC}}{p} k \sin u \cdot \cot i \cdot W \right] \\ \frac{dk}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[-\cos u \cdot S + \left(\left(1 + \frac{r_{SC}}{p} \right) \sin u + \frac{r_{SC}}{p} k \right) T - \right. \\ &\quad \left. - \frac{r_{SC}}{p} q \sin u \cdot \cot i \cdot W \right] \\ \frac{du}{dt} &= \frac{\sqrt{\mu p}}{r_{SC}^2} \left(1 - \frac{r_{SC}^3}{\mu p} \cot i \cdot \sin u \cdot W \right) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

where

$$r_{SC} = \frac{p}{1 + q \cos u + k \sin u}$$

is the module of the spacecraft radius-vector (distance from the Earth's center to the spacecraft),

$$\omega = \arctan\left(\frac{k}{q}\right), \quad q = e \cos \omega, \quad k = e \sin \omega.$$

are the components of the Laplace vector, a is the orbit semi-major axis, e is the eccentricity of the orbit, Ω is the RAAN of the orbit, ω is the argument of perigee, μ is the gravity constant, $\mu = 3.986 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$; p is the focal parameter of the orbit, $p = a(1 - e^2)$, i is the inclination of the orbit, u is the orbit argument of latitude, ϑ is the orbit truth anomaly, t is the time of spacecraft motion, S, T, W are projections of the disturbing radial, transversal, and normal accelerations on the axis of the STW reference frame.

The following perturbative components of S, T, W accelerations are taken into account in the 3-dof model:

1) Gravitational perturbations. Gravitational perturbations are represented by a decomposition of the Earth's gravitational potential by spherical functions in the form of Legendre polynomials. Zonal, tesseral, and sectoral harmonics up to order 10, including Earth's precession and nutation, are taken into account. The model of gravitational field is presented in [19, 26].

2) Aerodynamic perturbations. The aerodynamic perturbations are calculated according to the methodology in [9].

3) Solar pressure perturbations. The perturbations from the impact of solar pressure are calculated according to the methodology in [9].

4) Lunar and solar gravitational perturbations are calculated according to the methodology described in [19].

B) Calculation of the kinematic parameters of SCT and SCR in the J2000 reference frame:

- the vectors of SCR and SCT positions (\mathbf{R}_{SCR} and \mathbf{R}_{SCT}),
- the vectors of SCR and SCT orbital velocity (\mathbf{V}_{SCR} and \mathbf{V}_{SCT}).

These vectors depend on the orbital parameters of SCT and SCR [20], which are calculated according to the model (1). In turn, $\mathbf{R}_{\text{SCR}}, \mathbf{R}_{\text{SCT}}, \mathbf{V}_{\text{SCR}}, \mathbf{V}_{\text{SCT}}$ are calculated from orbital parameters according to the formulas which are presented in [20].

C) Estimation of the SCT and SCR relative motion parameters:

- the current relative distance between SCT and SCR, R_{rel} ,

– current absolute value of relative velocity between SCT and SCR, V_{rel} .

The R_{rel} and V_{rel} are calculated using the following formulas [20]:

$$R_{\text{rel}} = \sqrt{(R_{\text{SCT}.X} - R_{\text{SCR}.X})^2 + (R_{\text{SCT}.Y} - R_{\text{SCR}.Y})^2 + (R_{\text{SCT}.Z} - R_{\text{SCR}.Z})^2},$$

$$V_{\text{rel}} = \sqrt{(V_{\text{SCT}.X} - V_{\text{SCR}.X})^2 + (V_{\text{SCT}.Y} - V_{\text{SCR}.Y})^2 + (V_{\text{SCT}.Z} - V_{\text{SCR}.Z})^2}, \quad (2)$$

where $R_{\text{SCT}.X}, R_{\text{SCT}.Y}, R_{\text{SCT}.Z}$ are the components of vector \mathbf{R}_{SCT} ; $R_{\text{SCR}.X}, R_{\text{SCR}.Y}, R_{\text{SCR}.Z}$ are the components of vector \mathbf{R}_{SCR} ; $V_{\text{SCT}.X}, V_{\text{SCT}.Y}, V_{\text{SCT}.Z}$ are the components of vector \mathbf{V}_{SCT} ; $V_{\text{SCR}.X}, V_{\text{SCR}.Y}, V_{\text{SCR}.Z}$ are the components of vector \mathbf{V}_{SCR} .

D) Determination of the connection session time. The number of connection sessions and their durations are calculated taking into account the following condition:

$$R_{\text{rel}} \leq D_{\text{max}}, \quad (3)$$

where D_{max} is the maximal distance of contactless power transition between SCT and SCR.

In turn, D_{max} depends on SCT antenna parameters, SRT rectenna parameters, frequency of the power transition microwave and, according to [5], can be written as:

$$\tau = \frac{\sqrt{A_t A_r}}{\lambda D_{\text{max}}}, \quad (4)$$

where τ is the dimensionless contactless power transfer coefficient between the antenna and rectenna, A_t is the area of the SCT transmitting antenna, A_r is the area of the SCR receiving antenna (rectenna), λ is the wavelength of the microwave power being transmitted.

Also, the estimation of power transition on the maximum distance between the antenna and rectenna can be done using the following formula [5]:

$$p_d = \frac{A_t P_t}{\lambda^2 D_{\text{max}}^2}, \quad (5)$$

where p_d is the power density at the center of the SCR rectenna, P_t is the total radiated power from the SCT transmitter.

Considering the dependences in formulas (4) and (5), it can be concluded that the value of D_{max} fully

depends on the parameters of SCT and SCR microwave equipment. So, each power transmitting session time is calculated using the following **algorithm**:

Step 1) Determination of initial SCT and SCR orbits.

Step 2) Run the simulation of STR and SCR orbital motion using GUI software with an integrated .dll library, which includes an orbital motion propagator based on a mathematical model (1).

Step 3) Calculation of STR and SCR relative motion parameters R_{rel} and V_{rel} (2) at each step of integration of differential equations (1).

Step 4) Check the condition (3):

- if condition (3) is **true**, then save the current board time and start the session duration countdown;
- if condition (3) is **false**, then stop the session duration countdown and calculate the session duration.

Thus, these algorithms can be used to determine the number of communication sessions for a certain period of propagation of the SCT and SCR orbital motion and their duration. Another issue is determining the dynamics of changes in the angular targeting parameters (angles or/and quaternion) of the receiver and transmitter apertures during communication sessions. This will be necessary for selecting AOCS system parameters of SCT and SCR in the case of their development.

Mathematical model for targeting quaternion estimation. Considering estimated vectors \mathbf{R}_{SCT} , \mathbf{V}_{SCT} , \mathbf{R}_{SCR} , \mathbf{V}_{SCR} , it will be possible to calculate the targeting quaternions for SCR and SCT according to [20]. In turn, in paper [20], a general approach was proposed for determining angular kinematic parameters using quaternion calculation from roll, pitch, and yaw angles. This can lead to additional calculations and some singularities which can be observed in the case of roll, pitch, yaw angles calculation from a matrix. Considering this, the following algorithm for targeting quaternion determination has been proposed:

Using \mathbf{R}_{SCT} and \mathbf{V}_{SCT} vectors for SCT or \mathbf{R}_{SCR} and \mathbf{V}_{SCR} vectors for SCR to create a unit vector basis, use the following steps:

I) Normalize \mathbf{R}_{SCT} , \mathbf{V}_{SCT} , \mathbf{R}_{SCR} , \mathbf{V}_{SCR} vectors, dividing each coordinate by the corresponding L-2 norm [20]. The corresponding unit vectors of \mathbf{R}_{SCT} , \mathbf{V}_{SCT} , \mathbf{R}_{SCR} , \mathbf{V}_{SCR} are denoted as follows: \mathbf{r}_{SCT} , \mathbf{v}_{SCT} , \mathbf{r}_{SCR} , \mathbf{v}_{SCR} .

II) Determine the unit vector bases $O_R X_R Y_R Z_R / O_T X_T Y_T Z_T$ for SCR and SCT using the properties of the Frenet–Serret trihedron and double cross product [3, 26]:

- 1) $O_R Z_R = -\mathbf{r}_{SCR}$, $O_T Z_T = -\mathbf{r}_{SCT}$,
- 2) $O_R Y_R = -\mathbf{r}_{SCR} \times \mathbf{v}_{SCR}$, $O_T Y_T = -\mathbf{r}_{SCT} \times \mathbf{v}_{SCT}$,
- 3) $O_R X_R = O_R Y_R \times O_R Z_R$, $O_T X_T = O_T Y_T \times O_T Z_T$.

These vector bases are needed for the determination of transiting matrices from J2000 to LVLH reference frame for SCR and SCT.

III) Determine transiting matrices from LVLH to J2000:

for SCR:

$$M_{LVLH \rightarrow J2000}^{SCR} = \begin{bmatrix} J \\ 2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{array}{c} \underbrace{L \quad V \quad L \quad H} \\ O_R X_R \cdot x \quad O_R Y_R \cdot x \quad O_R Z_R \cdot x \\ O_R X_R \cdot y \quad O_R Y_R \cdot y \quad O_R Z_R \cdot y \\ O_R X_R \cdot z \quad O_R Y_R \cdot z \quad O_R Z_R \cdot z \end{array}, \quad (6)$$

for SCT:

$$M_{LVLH \rightarrow J2000}^{SCT} = \begin{bmatrix} J \\ 2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{array}{c} \underbrace{L \quad V \quad L \quad H} \\ O_T X_T \cdot x \quad O_T Y_T \cdot x \quad O_T Z_T \cdot x \\ O_T X_T \cdot y \quad O_T Y_T \cdot y \quad O_T Z_T \cdot y \\ O_T X_T \cdot z \quad O_T Y_T \cdot z \quad O_T Z_T \cdot z \end{array}, \quad (7)$$

where $O_R X_R \cdot x$, $O_R X_R \cdot y$, $O_R X_R \cdot z$ are the components of the unit vector $O_R X_R$; $O_R Y_R \cdot x$, $O_R Y_R \cdot y$, $O_R Y_R \cdot z$ are the components of the unit vector $O_R Y_R$; $O_T Z_T \cdot x$, $O_T Z_T \cdot y$, $O_T Z_T \cdot z$ are the components of the unit vector $O_R Z_R$; $O_T X_T \cdot x$, $O_T X_T \cdot y$, $O_T X_T \cdot z$ are the components of the unit vector $O_T X_T$; $O_T Y_T \cdot x$, $O_T Y_T \cdot y$, $O_T Y_T \cdot z$ are the components of the unit vector $O_T Y_T$; $O_T Z_T \cdot x$, $O_T Z_T \cdot y$, $O_T Z_T \cdot z$ are the components of the unit vector $O_T Z_T$.

IV) Calculate the targeting vectors from SCR to SCT and from SCT to SCR:

$$\mathbf{R}_{SCT \rightarrow SCR}^{tar} = \begin{bmatrix} R_{SCR.X} - R_{SCT.X} \\ R_{SCR.Y} - R_{SCT.Y} \\ R_{SCR.Z} - R_{SCT.Z} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$\mathbf{R}_{SCR \rightarrow SCT}^{tar} = \begin{bmatrix} R_{SCT.X} - R_{SCR.X} \\ R_{SCT.Y} - R_{SCR.Y} \\ R_{SCT.Z} - R_{SCR.Z} \end{bmatrix},$$

So, the rotation matrix for SCR and SCT body frames to corresponding aperture reference frames can be written as:

$$M_{BF \rightarrow ARF}^{SCT/SCR} = \begin{bmatrix} A \\ R \\ F \end{bmatrix} \begin{array}{c} \overline{B \ O \ D \ Y} \\ \cos \psi_m \cos \theta_m \quad \sin \psi_m \cos \theta_m \quad -\sin \theta_m \\ -\sin \psi_m \quad \cos \psi_m \quad 0 \\ \cos \psi_m \sin \theta_m \quad \sin \psi_m \sin \theta_m \quad \cos \theta_m \end{array} \quad (12)$$

In turn, mounting yaw ψ_m and mounting pitch θ_m are selected for SCR and SCT separately.

IX) Calculation of the targeting quaternions. Thus, having determined the transiting matrices between these reference frames (6), (7), (12)–(14), one can find the corresponding quaternions. So, the quaternion of transition from BODY to ARF can be written as follows:

$$Q_{BF \rightarrow ARF}^{SCT/SCR} = \begin{bmatrix} Q_0 \\ Q_x \\ Q_y \\ Q_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\Psi_m}{2} \cos \frac{\theta_m}{2} \\ -\sin \frac{\Psi_m}{2} \sin \frac{\theta_m}{2} \\ \cos \frac{\Psi_m}{2} \sin \frac{\theta_m}{2} \\ \sin \frac{\Psi_m}{2} \cos \frac{\theta_m}{2} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

where Q_0 is the scalar part of the quaternion $Q_{BF \rightarrow ARF}^{SCT/SCR}$; Q_x , Q_y , Q_z are the components of the vector part of the quaternion $Q_{BF \rightarrow ARF}^{SCT/SCR}$.

The transition quaternion from LVLH to SC and SR body frames is determined using the algorithm of quaternions calculation from matrix elements [11]. So, this quaternion can be calculated from LVLH matrix elements using the next formula:

$$L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCR/SCT} = \begin{bmatrix} L_0 \\ L_x \\ L_y \\ L_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1 + M_{11} + M_{22} + M_{33}}{2 \cdot \sqrt{1 + M_{11} + M_{22} + M_{33}}} \\ \frac{M_{23} - M_{32}}{2 \cdot \sqrt{1 + M_{11} + M_{22} + M_{33}}} \\ \frac{M_{31} - M_{13}}{2 \cdot \sqrt{1 + M_{11} + M_{22} + M_{33}}} \\ \frac{M_{12} - M_{21}}{2 \cdot \sqrt{1 + M_{11} + M_{22} + M_{33}}} \end{bmatrix}, \quad (14)$$

where $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCR/SCT}$ is the quaternion of transition from LVLH reference frame to corresponding SCR or SCT body reference frames; L_0 is the scalar part of the quaternion $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCR/SCT}$; L_x , L_y , L_z are the components of the vector part of the quaternion $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCR/SCT}$; M_{11} , M_{12} , M_{13} , M_{21} , M_{22} , M_{23} , M_{31} , M_{32} , M_{33} are the components of the matrix (10) or matrix (11) for SCR or SCT, respectively.

In turn, the transition quaternion from LVLH to aperture reference frames for SCR or SCT can be determined as:

$$L_{LVLH \rightarrow ARF}^{SCR/SCT} = L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCR/SCT} \circ Q_{BF \rightarrow ARF}^{SCT/SCR}, \quad (15)$$

where $L_{LVLH \rightarrow ARF}^{SCR/SCT}$ is the transition quaternion from LVLH to SCT or SCR aperture reference frame.

Simulation results. Taking into account the technical requirements for the SEPSOG satellites of the distributed electrical-power system of the space industrial platform, the following approximate values of the mass and size parameters of the general design of the SKT and SKR have been established:

- 1) mass of the SCT: 1000 kg,
- 2) mass of the SCR: 1500 kg,
- 3) average value of SCT cross-section area 10 m^2 ,
- 4) average value of SCT cross-section area 15 m^2 ,
- 5) aperture mounting yaw and pitch of SCT: $\psi_m = 30 \text{ deg}$, $\theta_m = 25 \text{ deg}$,
- 6) aperture mounting yaw and pitch of SCR: $\psi_m = 30 \text{ deg}$, $\theta_m = 40 \text{ deg}$,
- 7) radius of SCT antenna aperture: 2 m,
- 8) radius of SCR rectenna aperture: 3 m,
- 9) microwave wavelength $\lambda = 1000 \text{ GHz}$,
- 10) transmitting power (total radiated power from transmitter per second) $P_t = 10 \text{ kW}$,
- 11) $D_{\max} = 100 \text{ km}$,
- 12) the power density at the center of the SCR rectenna p_d on the maximal distance of microwave power transmitting D_{\max} is 139.82 W/m^2 .

To determine the optimal orbit parameters for SCT and SCR dislocations, it is proposed to use an application (Figure 2) that includes developed mathematical models for estimating communication session duration and the dynamic changes of targeting quaternions inflight. Considering these SCT and SCR parameters, it is proposed to analyze the efficiency of contactless microwave power transition using scenarios with the following conditions:

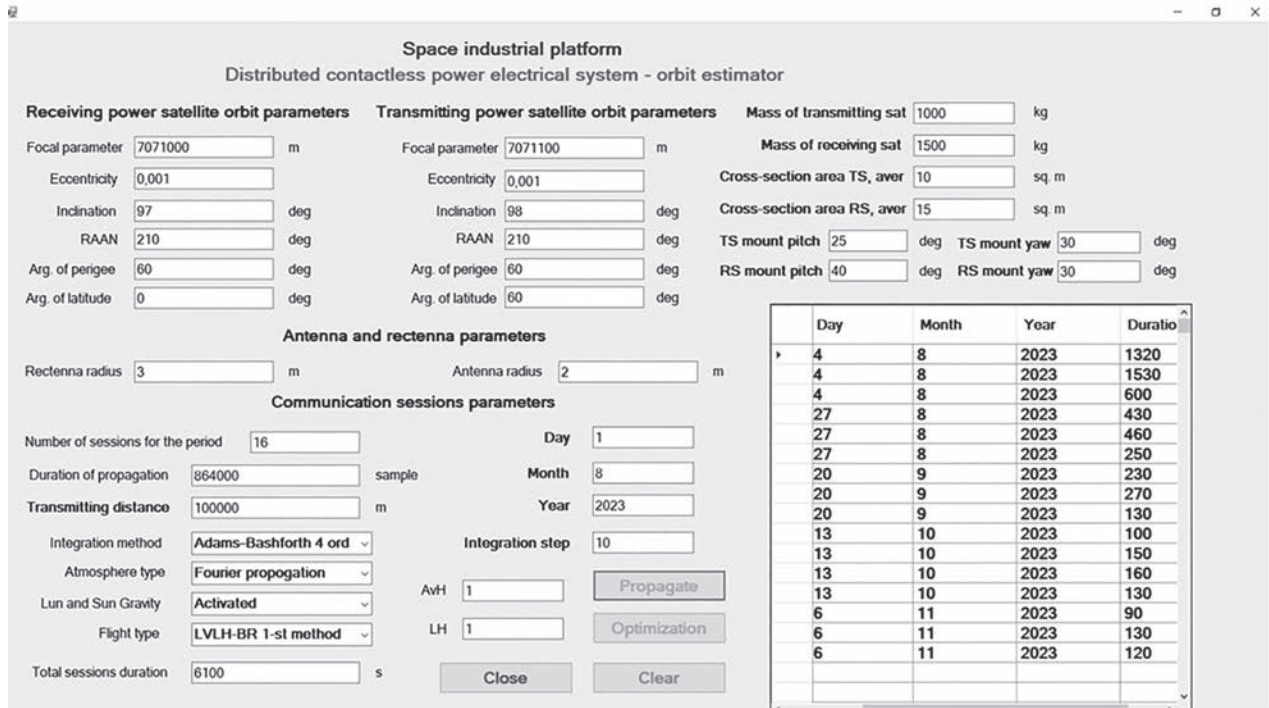


Figure 3. Simulation results of connection session estimation for Scenario A

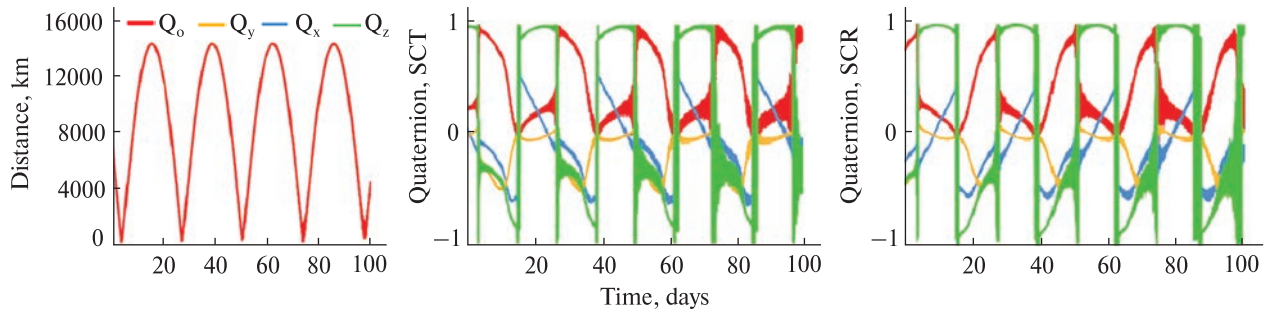


Figure 4. Relative distance between the change of SCR and SCT and the dynamics of change of SCR and SCT targeting quaternions for Scenario A

A) SCR and SCT are located in near coplanar orbits with the next initial differences: 1 deg difference in inclination, 100 m difference in altitude, and 60 deg difference in the argument of latitude.

B) SCR and SCT have coplanar orbits with an initial 100 m difference in altitude and 60 deg difference in the argument of latitude.

C) Optimization of orbital parameters by variation of the argument of perigee value and argument of latitude value.

Taking into account the expected range of space industrial platform average orbit altitudes between 600 km and 800 km, it is proposed to set the next SCT and SCR orbits for scenario A:

SCT orbit: the focal parameter is 7071100 m, eccentricity is 0.001, the inclination is 98 degrees, RAAN is 210 degrees, the argument of perigee is 60 degrees, the argument of latitude is 60 degrees.

SCR orbit: the focal parameter is 7071000 m, eccentricity is 0.001, the inclination is 97 degrees,

RAAN is 210 degrees, the argument of perigee is 60 degrees, the argument of latitude is 0 degrees.

The simulation time is set equal to 100 days and the integration step of differential equations (1) to 10 seconds. The data of orbit flight start is set to be August 1, 2023.

So, the following results were obtained (Figure 3): the total number of sessions is 16; the total duration of sessions is 6100 s. Based on the obtained results (Figure 3), we can consider that there are only 5 full sessions, which are divided into 3 or 4 subperiods. This is evident from the total number of distance convergences between SCR and SCT (Figure 4).

In turn, these breaks in energy transmission sessions can be explained by the temporary exit of SCR or SCT beyond the limits of the maximum contactless transmission distance (Figure 5). This is caused to a greater extent by the impact of perturbations of the nonlinearity of the Earth's gravitational potential on SCR and SCT orbit motion and to a lesser extent by the impact of gravitational perturbations of the Sun and Moon. Also, on the targeting quaternions of SCT $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCT}$ and SCR $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCR}$ current body frame orientation relative to the LVLH frame (Figure 4), it can be seen that at the moments of transmission sessions, there is a rather strong dynamics of their changes, which is oscillatory in nature. As an example, consider changing the SCT to SCR targeting quaternion $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCT}$ at the time of the first session of contactless power transmitting (Figure 5).

The dependence of the $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCT}$ on local on-board time (time which is measured from the SCT and SCR flight simulation beginning) is presented in Figure 6. From Figure 6, it can be seen that during the first session, the dynamics of the targeting quaternion change is significant and the SCT has to perform a large number of maneuvers during target tracking, which increases the requirements for the AOCS of the SCT. Similar dynamics of targeting quaternion changes were observed during other sessions for both SCT and SCR.

In scenario B, it is proposed to model orbital motion with parameters similar to scenario A, setting the SCT and SCR orbits to the same inclination of 98 degrees. In this case, the results show a significant increase in the total duration of sessions per 100 days from 6100 s (Scenario A) to 40210 s (scenario B). In

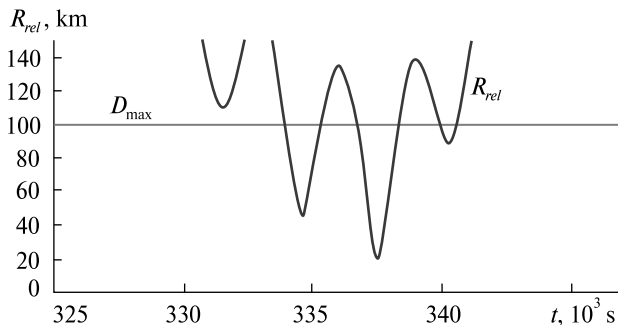


Figure 5. Breaks of contactless energy transmitting during the first communication session for Scenario A

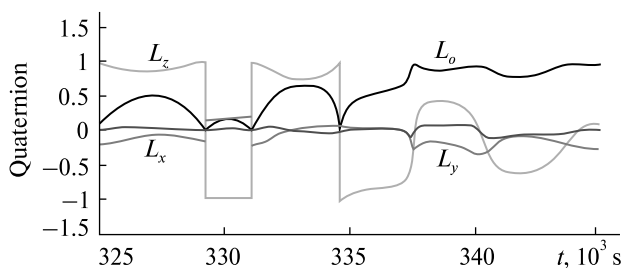


Figure 6. SCT to SCR targeting quaternion change during the first communication session for Scenario A

turn, the number of sessions significantly decreases to 7 (in comparison with 16 in scenario A), which means that the number of session breaks is reduced too (Figure 7 and Figure 8).

It can also be seen from Figure 8 that the dynamics of the changes in the targeting quaternions for SCT $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCT}$ are significantly lower compared to scenario A. For detailed analysis, similar to Scenario A, using output data for the first communication session, it is proposed to plot the change in the relative distance between SCT and SCR (Figure 9), as well as the targeting quaternion from SCT to SCR $L_{LVLH \rightarrow BF}^{SCT}$ (Figure 10).

Based on the obtained results in scenario B, it can be concluded that coplanar orbits are significantly better for SCR and SCT locations, which can be explained by the next peculiarities:

- using coplanar orbits allows us to increase the total time of communication sessions duration,
- no breaks in power transmission sessions (Figure 9), which can be in the cases when SCR and SCT

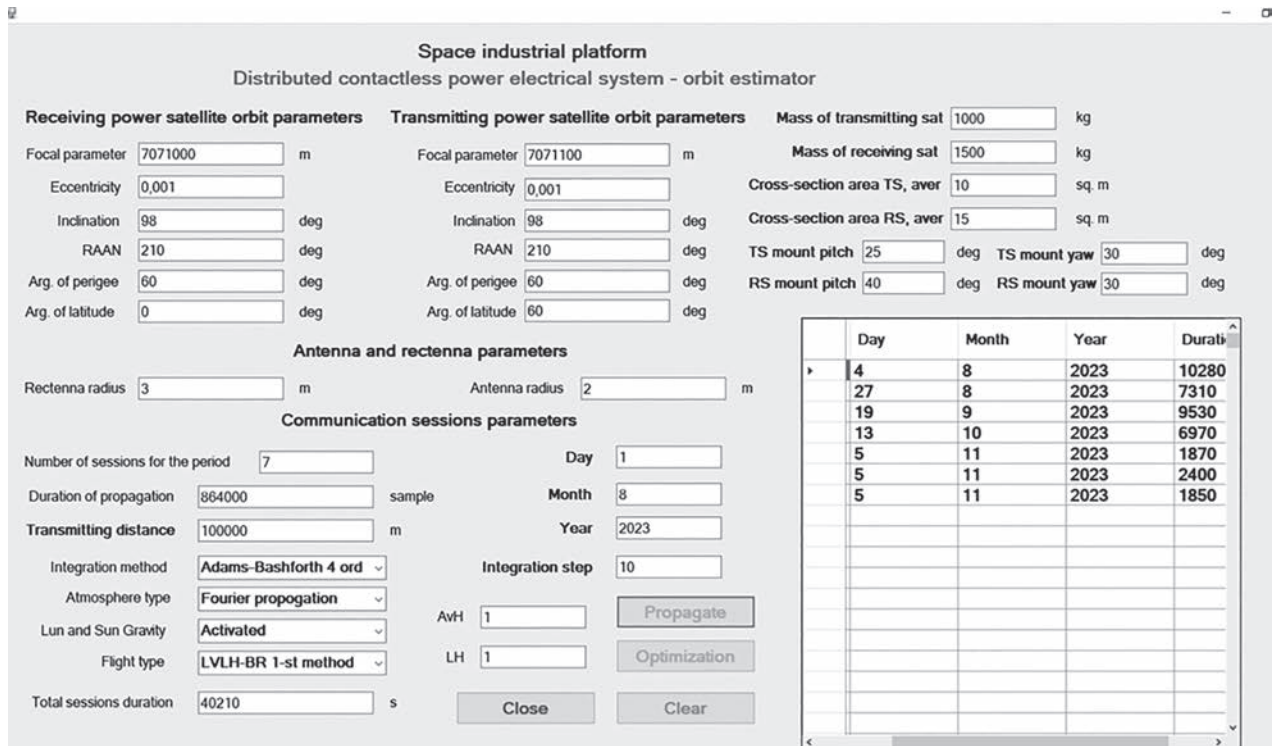


Figure 7. Simulation results of connection session estimation for Scenario B

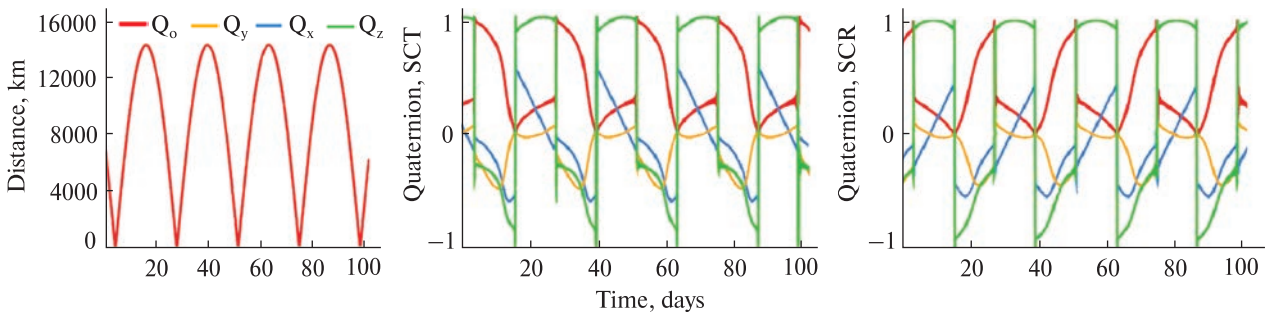


Figure 8. Relative distance between the change of SCR and SCT and the dynamics of change of SCR and SCT targeting quaternions for Scenario B

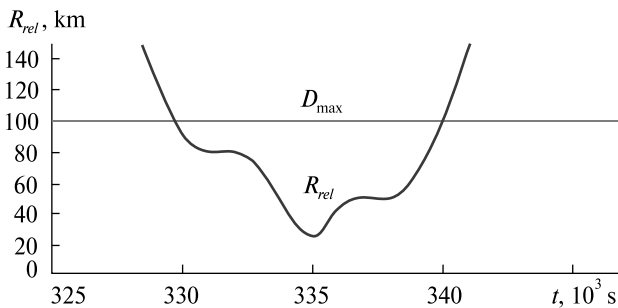


Figure 9. Change in the relative distance between SCT and SCR during the first communication session for Scenario B

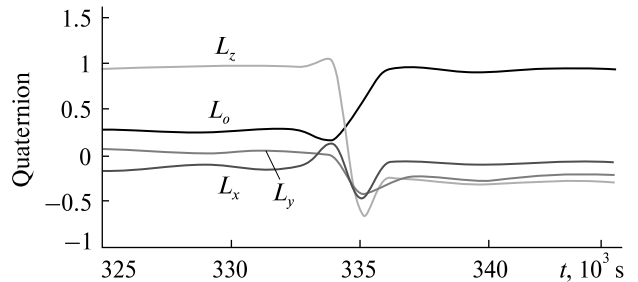


Figure 10. SCT to SCR targeting quaternion change during the first communication session for Scenario B

go beyond the maximum distance of contactless microwave power transmission (Figure 5),

– the maneuvering requirements for SCR and SCT are significantly reduced, which decreases the requirements for their AOCS systems performance (Figure 10).

In turn, these orbital parameters of SCT and SCR also cannot be considered fully optimal. Taking this into account, the tasks of optimization occur with this framework. So, it has been proposed to develop the optimization method, which is based on gradient [16] and coordinate descent methods [21], to determine the maximum value of total session duration per defined period (in this simulation, it is 100 days). It is obvious that, having determined that coplanar orbits are the most rational for the SCT and SCR locations, only orbital elements that are responsible for the shape of the orbit (focal parameter of the orbit and eccentricity), its position relative to the attracting center (the argument of perigee), and the initial position of the spacecraft in the orbit (initial SCR and SCT arguments of latitude) can be optimizing parameters. Considering this, the optimization function can be written as follows:

$$T_{c.s.} = \arg[\Phi(p, e, \omega, u)] \rightarrow \max, \quad (16)$$

$$\begin{matrix} p \in \mathbb{R} \\ e \in \mathbb{R} \\ \omega \in \mathbb{R} \\ u \in \mathbb{R} \end{matrix}$$

where $T_{c.s.}$ is the time of the total duration of sessions, $\Phi(p, e, \omega, u)$ is the functional which describes dependence $T_{c.s.}$ on optimizing parameters.

In turn, taking into account the nonlinearity of the functional (16), which is dependent on the results of solutions of nonlinear differential equations (1), the use of all 4 optimizing parameters will make the optimization algorithm much harder. Thus, it is proposed to reduce the number of optimizing parameters in the gradient method by choosing the most significant parameters, the change of which has the greatest impact on the change in the optimized value of the functional. To do this, we first propose to analyze how the change in the shape of the orbit affects the change in $T_{c.s.}$. Considering this, the two last parameters, ω and u , are set as constants in functional (16), while p and e are proposed to vary. In this experiment, we accept the varying eccentricity and the

semi-major axis of the SCT and the following other orbit parameters:

SCT orbit: we accept the following: focal parameter is **variable**; eccentricity is **variable**; inclination is 98 degrees; RAAN is 210 degrees; argument of perigee is 60 degrees; argument of latitude is 60 degrees.

SCR orbit: we accept the following: focal parameter is 7071000 m; eccentricity is 0.001; inclination is 98 degrees; RAAN is 210 degrees; argument of perigee is 60 degrees; argument of latitude is 0 degrees.

The results of this numerical experiment are presented in Table 1.

Based on the results of Table 1, it can be concluded that a significant increase in the eccentricity value of the SCT orbit leads to a considerable decrease in $T_{c.s.}$, which can be observed in experiment 1. In turn, no significant deviations in parameter $T_{c.s.}$ have been observed in numerical experiments from 2 to 21.

It is proposed to organize the data in Table 1 by creating an interval variation series for statistical processing. The interval variation series is presented in Table 2.

The corresponding histogram of interval variation series (Table 2) is presented in Figure 11.

Further, the interval variation series (Figure 11) was tested for the correspondence to a normal distribution using the H_0 hypothesis and Pearson's Goodness-of-Fit Test. To achieve this, the calculation of the main statistical indicators was made. These indicators are:

- Mean

$$\bar{T}_{c.s.} = \frac{\sum_{i=2}^{21} T_{c.s.i} n_i}{n},$$

where $n=20$, $T_{c.s.i}$ is the i -th numerical experiment in Table 1,

- Variance

$$DT_{c.s.} = \frac{\sum_{i=2}^{21} (T_{c.s.i} - \bar{T}_{c.s.})^2 n_i}{n},$$

- Corrected variance

$$ST_{c.s.}^2 = \frac{n}{n-1} DT_{c.s.}$$

using Bessel's correction,

- Standard deviation $\sigma T_{c.s.} = \sqrt{DT_{c.s.}}$,

Table 1. The results of $T_{c.s.}$ change while varying the eccentricity and focal parameter of the SCT orbit

Number of the numerical experiment	Eccentricity e and focal parameter p	Time of total duration of sessions $T_{c.s.}$, s per 100 days	Number of connection sessions per 100 days
I	II	III	IV
1	$e=0.01$ $p=7071100$ m	30080	18
2	$e=0.005$ $p=7071100$ m	38110	13
3	$e=0.0005$ $p=7071100$ m	41690	6
4	$e=0.0001$ $p=7071050$ m	39820	6
5	$e=0.005$ $p=7071150$ m	38610	11
6	$e=0.003$ $p=7071080$ m	42950	10
7	$e=0.001$ $p=7071070$ m	40850	7
8	$e=0.002$ $p=7071070$ m	45850	6
9	$e=0.002$ $p=7071030$ m	46850	6
10	$e=0.003$ $p=7071030$ m	43340	9
11	$e=0.0015$ $p=7071030$ m	41630	7
12	$e=0.0025$ $p=7071060$ m	43070	8
13	$e=0.002$ $p=7071010$ m	39260	6
14	$e=0.0015$ $p=7071015$ m	35520	8
15	$e=0.004$ $p=7071040$ m	37610	10
16	$e=0.0001$ $p=7071200$ m	37960	6
17	$e=0.0015$ $p=7071035$ m	36100	6
18	$e=0.0015$ $p=7071070$ m	41520	6
19	$e=0.0025$ $p=7071080$ m	43260	8
20	$e=0.003$ $p=7071020$ m	40090	9
21	$e=0.002$ $p=7071050$ m	41550	6

- Corrected standard deviation

$$ST_{c.s.} = \sqrt{ST_{c.s.}^2}.$$

The obtained values of these indicators are follows: $\bar{T}_{c.s.} = 40775$ s, $DT_{c.s.} = 8836875$ s², $ST_{c.s.}^2 = 9301973.684$ s², $\sigma T_{c.s.} = 2972.688177$ s, $ST_{c.s.} = 3049.913718$ s. Using algorithm [6], the obtained chi-squared test statistic $\chi_{n_2}^2$ is equal to 5.704462. In turn, the critical value of $\chi_{cr}^2(\alpha_1)$ for the interval variation series (Table 2) with a level critical value $\alpha_1 = 0.05$ is equal to 11.1. Thus, $\chi_n^2 < \chi_{cr}^2(\alpha_1)$ and H_0 hypothesis can be accepted.

Then, for comprehensive estimation, confidence intervals for mean, corrected variance, and corrected standard deviation were calculated, assuming a normal distribution of the general population. Using standards [13], it can be written as follows:

$$\bar{T}_{c.s.} - ST_{c.s.} \frac{t_{1-\alpha/2}(v)}{\sqrt{n}} < \bar{T}_{c.s.} < \bar{T}_{c.s.} + ST_{c.s.} \frac{t_{1-\alpha/2}(v)}{\sqrt{n}}, \quad (17)$$

$$\frac{\sum_{k=2}^{21} (T_{c.s.k} - \bar{T}_{c.s.})^2}{\chi_{1-\alpha/2}^2(v)} < ST_{c.s.}^2 < \frac{\sum_{k=2}^{21} (T_{c.s.k} - \bar{T}_{c.s.})^2}{\chi_{\alpha/2}^2(v)}, \quad (18)$$

$$\sqrt{\frac{\sum_{i=2}^{21} (T_{c.s.i} - \bar{T}_{c.s.})^2}{\chi_{1-\alpha/2}^2(v)}} < ST_{c.s.} < \sqrt{\frac{\sum_{i=2}^{21} (T_{c.s.i} - \bar{T}_{c.s.})^2}{\chi_{\alpha/2}^2(v)}}, \quad (19)$$

where $T_{c.s.k}$ are the $T_{c.s.}$ from Table 1, $v = n - 1$ is the degrees of freedom, $t_{1-\alpha/2}(v)$ is the Student's t-distribution quantile function with the probability $(1 - \alpha/2)$, $\chi_{1-\alpha/2}^2(v)$ is the χ^2 distribution quantile function with the probability $(1 - \alpha/2)$; $\chi_{\alpha/2}^2(v)$ is the χ^2 distribution quantile function with the probability $\alpha/2$.

We assumed α equal to 0.01. So, the calculated values of the confidence intervals are as follows:

- 38812.25738 < $\bar{T}_{c.s.}$ < 42737.74262 ,
- 4432605.43 < $ST_{c.s.}^2$ < 24988403.5 ,
- 2105.375 < $ST_{c.s.}$ < 4998.84 .

The statistical processing shows that with the probability of 99 % the values of mean, variance, and

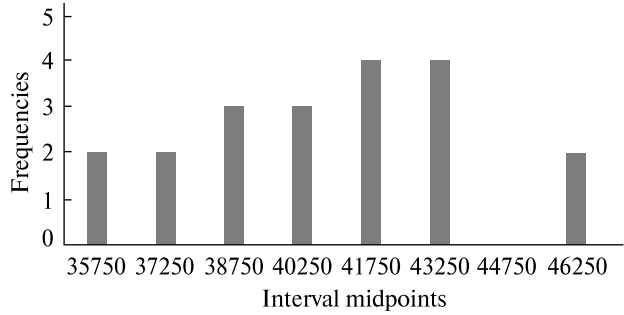


Figure 11. The interval variation series of $T_{c.s.}$

Table 2. The interval variation series of $T_{c.s.}$ distribution

Intervals	Intervals midpoints $T_{c.s.i}$	Frequencies n_i
35000—36500	35750	2
36500—38000	37250	2
38000—39500	38750	3
39500—41000	40250	3
41000—42500	41750	4
42500—44000	43250	4
44000—45500	44750	0
45500—47000	46250	2

standard deviation will be within these confidence intervals. Considering previously calculated values of mean, variance, and standard deviation, it can be concluded that there are no significant deviations of $T_{c.s.}$ with small variations in the eccentricity and focal parameter. Thus, these parameters can be excluded from functional (16) and rewritten as

$$T_{c.s.} = \arg[\Phi(\omega, u)] \rightarrow \max_{\substack{\omega \in \mathbb{R} \\ u \in \mathbb{R}}}.$$

Using the rule of functional differentiation, the partial derivatives of $T_{c.s.}$ with respect to the argument of perigee ω and argument of latitude u can be defined as:

- $\frac{\partial T_{c.s.}}{\partial \omega} = \frac{\partial \Phi(\omega, u)}{\partial \omega}$,
- $\frac{\partial T_{c.s.}}{\partial u} = \frac{\partial \Phi(\omega, u)}{\partial u}$.

In turn, using numerical differentiation, these partial derivatives can be written in the following form:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Phi(\omega, u)}{\partial \omega} &= \frac{\Phi(\omega + h, u) - \Phi(\omega - h, u)}{2h}, \\ \frac{\partial \Phi(\omega, u)}{\partial u} &= \frac{\Phi(\omega, u + h) - \Phi(\omega, u - h)}{2h}, \end{aligned} \quad (20)$$

where h is the step of differentiation.

So, the module of gradient value can be defined as follows:

$$|\nabla T_{c.s.}| = \sqrt{\left(\left. \frac{\partial \Phi(\omega, u)}{\partial \omega} \right|_{\omega_k} \right)^2 + \left(\left. \frac{\partial \Phi(\omega, u)}{\partial u} \right|_{\omega_k} \right)^2}, \quad (21)$$

where ω_k is the argument of perigee value on the k -th iteration of optimization, u_k is the argument of latitude value on the k -th iteration of optimization.

However, given the significant nonlinearity of this functional, which depends on the solution of the nonlinear problem of predicting the spacecraft's motion, the standard stopping criteria when searching for the minimum and maximum using the gradient method are problematic for application. It can be explained by the following factors:

- 1) A large number of local minima and maxima, which makes it impossible to use the stopping criterion based on the zero gradient and step minimization.
- 2) A large number of high peaks and smoothness problems, which entails gradient module jumps.

In turn, the method of coordinate descent, in this case, requires significant computational costs and time. Considering this, it is proposed to decompose the optimization process

$$T_{c.s.} = \arg[\Phi(\omega, u)] \rightarrow \max_{\substack{\omega \in \mathbb{R} \\ u \in \mathbb{R}}}$$

using the combined approach of coordinate descent and gradient methods. This can be implemented using the following algorithm:

Step 1. Set ω to a constant and vary u from minimum to maximum with a constant step (given that u has angular value in the range from 0 deg to 360 deg, these values can be the minimum and maximum values in the optimization range). At each step, the current value of $T_{c.s.}$ and gradient module (21) are calculated.

Step 2. Analysis of the dynamics of the change of obtained $T_{c.s.}$ values and the change of gradient values. Searching the maximum value of $T_{c.s.}$.

Step 3. Set u to a constant and vary ω from minimum to maximum with a constant step (given that ω has angular value in the range from 0 deg to 360 deg, these values can be the minimum and maximum values in the optimization range). At each step, the current value of $T_{c.s.}$ and gradient module (21) are calculated.

Step 4. Analysis of the dynamics of obtained $T_{c.s.}$ values' change and gradient values' change. Searching the maximum value of $T_{c.s.}$.

Step 5. Comparison of the obtained dynamics of the change in the gradient and $T_{c.s.}$ time for two independent variations of the parameters u and ω . Choosing the most significant parameter that affects maximization $T_{c.s.}$.

Using this algorithm, it is proposed to carry out the numerical experiment and SCT, SCR flight simulation to determine the maximum value of $T_{c.s.}$.

SCT and SCR orbit parameters for **step 1**:

SCT orbit. The focal parameter is 7071100 m; eccentricity is 0.001; inclination is 98 degrees; RAN is 210 degrees; argument of perigee is 60 degrees; argument of latitude is varied in the range from 9 deg to 361 deg with the step 8 deg.

SCR orbit. The focal parameter is 7071000 m; eccentricity is 0.001; inclination is 98 degrees; RAN is 210 degrees; argument of perigee is 60 degrees; argument of latitude is 0 degrees.

Step of differentiation (20) $h = 1$ deg.

So, after step 1, it has been obtained the following results.

The maximum value of $T_{c.s.}$ is 1185420 s, where SCT $u = 361$ deg (Figure 12, a). According to small gradient changes $|\nabla T_{c.s.}| \rightarrow \min$ at the $u = 361$ deg (Figure 12, b), this point lies near maximum $T_{c.s.}$. In turn, a significant increase in $T_{c.s.}$ is observed in the range from 0 deg to 20 deg difference in the argument of latitude between SCT and SCR. Also, there are 2 "dead zones" where it hasn't been observed any communications ($T_{c.s.} = 0$) in the SCT u range from 166 deg to 196 deg and from 337 deg to 359 deg during these 100 days (calculated from August 1, 2023, 00:00:00). These values are absolute minimums because the $|\nabla T_{c.s.}| = 0$ too.

For step 3, it is proposed to analyze the ω change influence on $T_{c.s.}$ change. By setting the constant $u = 17$ deg (corresponding to the range with a sig-

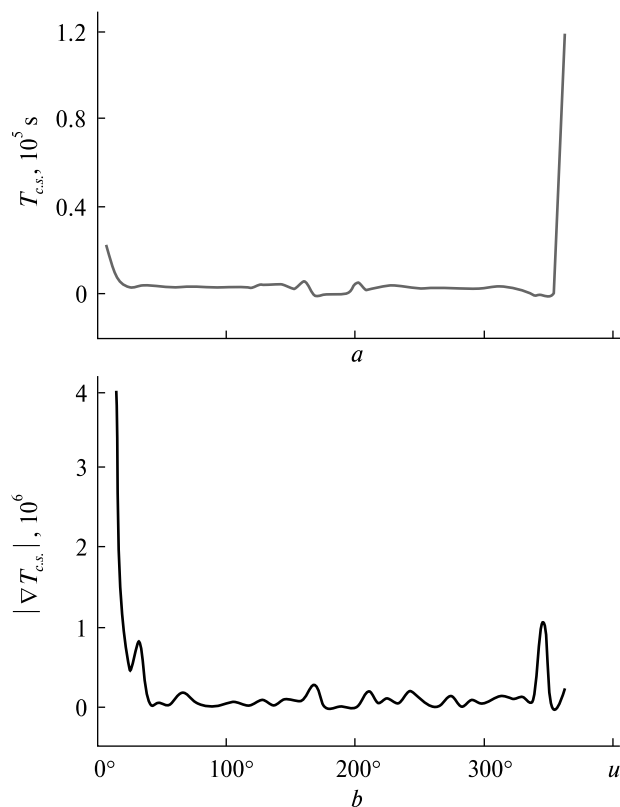


Figure 12. The dependence of $T_{c.s.}$ (a) and $|\nabla T_{c.s.}|$ (b) change while varying u

nificant increasing in $T_{c.s.}$) for the determined SCT orbit at step 1 and varying ω in the range from 8 deg to 352 deg with a step of 8 deg and $h = 1$ deg, the following results were obtained (Figure 13, a).

According to the obtained results (Figure 13, b), it is clear that the change in ω doesn't have a significant effect on the change in $T_{c.s.}$. The range of Ts lies within the range of this value with small variations of the eccentricity and focal parameter (Table 1). Also, taking into account many small fluctuations in the gradient module $|\nabla T_{c.s.}|$, it can be concluded that varying the parameter ω leads to a large number of local maxima and minima of $T_{c.s.}$, which lie in the range from 72500 s to 76000 s. Based on this, the effect of changing the ω parameter on time $T_{c.s.}$ can also be considered insignificant.

Thus, only the orbit argument of latitude u remains a significant parameter of influence on the $T_{c.s.}$ value, which is the key when optimizing the

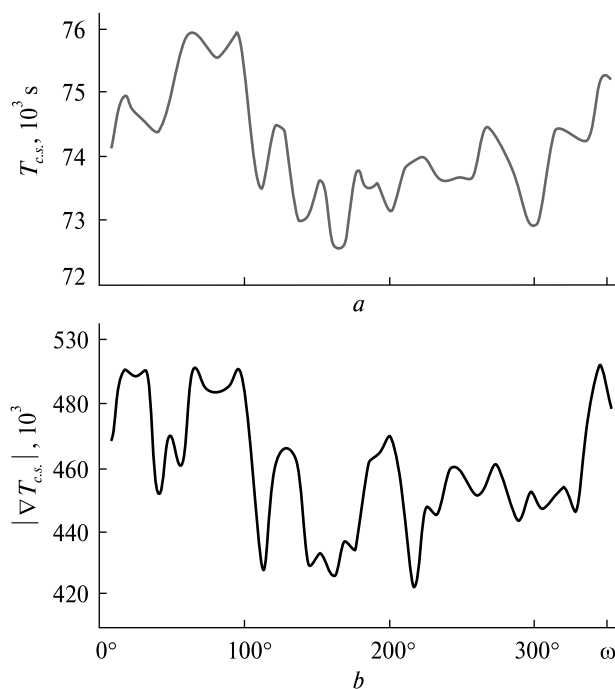


Figure 13. The dependence of $T_{c.s.}$ (a) and $|\nabla T_{c.s.}|$ (b) change while varying ω

SCT orbit to obtain the maximum duration with contactless energy transfer over a certain period. In this case, the optimal time (maximum) is obtained for the difference of the argument of latitude between SCT and SCR of 1 degree (1185420 s, where SCT $u = 361$ deg). However, under these conditions, only one connection session has been observed for 100 days. The simulation period has been extended to 3000 days to estimate the frequency of contactless energy transfer sessions. The results showed that the frequency of communication sessions for contactless power transiting from SCT to SCR decreases significantly (approximately 1 session per 2500 days in Figure 14), which cannot be optimal on this side.

Thus, taking into account these peculiarities of the translational relative and attitude motion of SCT and SCR, it can be developed the following methodology for selecting their dislocation orbits. This methodology can be presented as a sequence of following procedures:

I) Taking into account the technical parameters of SCT and SCR, the determination of the maximum

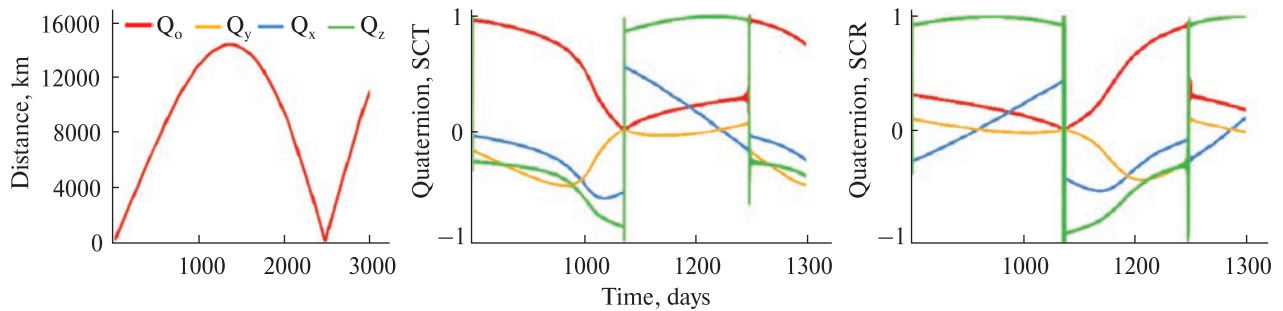


Figure 14. Relative distance between the change of SCR and SCT and the dynamics of change of SCR and SCT targeting quaternions over the maximum time $T_{c.s.}$.

distance of contactless power transition between SCT and SCR D_{max} .

II) Determination of the SCR orbit, taking into account the orbit of the space industrial platform.

III) Determination of the power budget requirements for the space industrial platform.

IV) Using the calculus of variations and an optimization algorithm, select an orbit for SCT, taking into account the following:

- a) peculiarities of SCT and SCR AOCS and maneuvering properties,
- b) time of total duration of sessions $T_{c.s.}$,
- c) periodicity of connection sessions according to space industrial platform power budget requirements,
- d) estimated targeting quaternion changes $I_{LVLH \rightarrow BF}^{SCR/SCT}$ during connection sessions, taking into account SCT and SCR maneuvering restrictions,
- e) searching the optimal value of $T_{c.s.}$, taking into account requirements of connection sessions periodicity and SCT, SCR contactless power storage and transiting system peculiarities.

Discussion. Contactless power transition throughout the space between two satellites was proposed in research works [1, 5]. In turn, these works consider the possibility of contactless power transmission at close distances (hundreds of meters between SCR and SCT). Given the significant electrical power required for the SIP, as well as the significant presence of auxiliary service spacecraft, close-range contactless power transmission is difficult and can cause considerable electrical interference to other SIP devices. Considering this, it was proposed to separate the SIP receiver from the platform itself [20]. Based

on this, a problem arose regarding the rational choice of SCT and SCR orbits that satisfy the requirements for SIP powering. One of the key indicators on which the orbit selection algorithm is based is the maximum range of contactless power transmission from SCT to SCR (3)–(5). Taking into account the nonlinearity of the space flight dynamics under the influence of environmental perturbations, the authors proposed to estimate the current relative distance between the power satellites when predicting the orbital motion of the SCR and SCT separately. Considering the peculiarities of the relative motion of spacecraft on perturbed orbits it was revealed that these spacecrafts have periodicity of approaches and distances. Based on it, the condition (3) of contactless power transmitting between SCT and SCR has been formulated. Using this condition (3), an algorithm for measuring the duration of communication sessions (power transmitting session) has also been formulated.

The second key parameter in contactless power transfer from SCT to SCR is the change in relative angular position during a power transfer session. Considering the presence of the need for large turns of the SCT and SCR when pointing the receiver and transmitter apertures, the use of the quaternion calculus instead of the angles has been proposed. This avoided singularities for large-angle rotations. In turn, assessments of the dynamics of the orientation quaternion change of SCT and SCR are key in forming requirements for their AOCS systems which will be needed in further research.

Methodical approaches to the selection of their optimal parameters have been proposed in the study of SCT and SCR orbits. Given the nonlinearity of

the functional (16), it has been proposed to conduct a comprehensive study to identify the most significant parameters influencing the change in the time of total duration of communication sessions. On this basis, we decomposed the problem of optimal parameters search into three stages:

1) Statistical processing of the small focal parameter and eccentricity variations influencing the change in the time of total duration of communication sessions (17)—(19).

2) Development and use of the combined method based on the coordinate descent optimization and gradient optimization to analyze the influence of the argument of latitude variations and argument of perigee variations.

3) Analysis of periodicity of power transmitting sessions.

Using this method, it has been found that the orbit argument of latitude u is the most significant parameter, which affects the time of total communication sessions' duration change. The advantage of this method is the speed of searching for optimal parameters due to the exclusion of insignificant optimized values. The disadvantage of this method is the limitation of the accuracy of the search for optimal parameters due to the exclusion of insignificant optimized values.

Conclusions. 1. The mathematical model of SEPSOG orbital translational and relative motion has been determined. It has been proposed to use the orbit motion propagator, taking into account the impact of environmental perturbations. Based on this model, the corresponding software has been developed. Using this software allows us to analyze the relative motion of the spacecraft transmitter and spacecraft receiver, which also allows the calculation of contactless power transmitting sessions per any period.

2. The mathematical model of targeting quaternions has been developed for spacecraft transmitter and receiver pointing during a power transmitting session. This allowed us to estimate the dynamics of targeting quaternion changes during power transmitting sessions and develop the requirements for space-

craft transmitter and spacecraft receiver AOCS systems' performance.

3. The numerical experiment of spacecraft receiver and transmitter orbital translational and relative motion has been carried out. It has been determined that coplanar orbits are the most optimal for SEPSOG module dislocation. It can be explained by the minimal maneuvering requirements for both the receiver and transmitter of the spacecraft during a power transmitting session, as well as a significant increase in the total duration of sessions (by several orders of magnitude) in these orbits.

4. The methodology for determining the most optimal orbital parameters for the SEPSOG spacecraft's location has been developed. This algorithm includes statistical processing, gradient optimization elements, and coordinate descent optimization elements. Using this combination has allowed us to determine the most significant parameter, influencing the change of total duration of communication sessions. Considering this, the methodology of the rational orbital parameters has been developed. Implementation of this methodology can allow us to select the rational orbits for the SEPSOG spacecraft depending on the receiver orbit.

Acknowledgements. *The authors declare the following financial interests/personal relationships that may be construed as potentially competing interests: H. Lu reports that the financial support was provided by the China Postdoctoral Science Foundation (No. 2023M732862) and the Natural Science Foundation of Chongqing, China (No. 2023NSCQMSX2403). C. Wang reports that the financial support was provided by the Key Research and Development Program of Shaanxi(2023-GHZD-32), the Fundamental Research Funds for the Central Universities, and the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 62273277). E. Lapkhanov reports that financial support was provided under grants of the National Academy of Sciences of Ukraine to research laboratories/groups of young scientists of the National Academy of Sciences of Ukraine for research in the priority areas of science and technology development (Grant No. 0122U002079).*

REFERENCES

1. Aditya B., Hongru C., Yasuhiro Y., Shuji N., Toshiya H. (2021). Verify the Wireless Power Transmission in Space using Satellite to Satellite System. *Int. J. Emerging Technologies*, **12**(2), 110–118.
2. Alpatov A. P., Khoroshylov S. V., Maslova A. I. (2019). *Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam. Dynamics and control*. Kyiv: Akadempriodyka, 170 p.
3. Alpatov A., Kravets V., Kravets V., Lapkhanov E. (2021). Representation of the kinematics of the natural trihedral of a spiral-helix trajectory by quaternion matrices. *Trans. Machine Learning and Artificial Intelligence*, **9**(4), 18–29. <https://doi.org/10.14738/tmlai.94.10523>
4. Bergsrud C., Bernaciak R., Kading B., McClure J., Straub J., Shahukhal S., Williams K. (2021). SunSat Design Competition 2013–2014 Third Place Winner – Team University of North Dakota: Nano SSP Satellite. *Online J. Space Communication*, **11**(18). URL: <https://ohioopen.library.ohio.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1444&context=spacejournal> (Last accessed: 16.08.2023).
5. Bergsrud C., Straub J. (2014). A space-to-space microwave wireless power transmission experiential mission using small satellites. *Acta Astronautica*, **103**, 193–203. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.06.033>
6. Chang S., Li D., Qi Y. (2023). Pearson's goodness-of-fit tests for sparse distributions. *J. Appl. Statistics*, **50**(5), 1078–1093. doi: 10.1080/02664763.2021.2017413
7. Chaudhary K., Kumar D. (2018). Satellite solar wireless power transfer for baseload ground supply: clean energy for the future. *Eur J. Futures Res.*, **6**(9). <https://doi.org/10.1186/s40309-018-0139-7>
8. Curtis H. (2019). *Orbital Mechanics for Engineering Students* (4th ed.). Butterworth-Heinemann, 692 p.
9. Fortescue P., Stark J., Swinerd G. (2011). *Spacecraft systems engineering*. John Wiley & Sons Ltd. Chichester, 724 p.
10. Golubek A. V., Filipenko I. M., Tatarevskii K. E. (2020). *A Priory Estimation of Orbital Injection Accuracy for Modern Launch Vehicles with a Strapdown Inertia Navigation System*. Dnipro: LIRA, 187 p. [in Russian].
11. Gordeev V. N. (2016). *Quaternions and biquaternions with applications in geometry and mechanics*. Kyiv: Publishing house “Steel”, 316 p.
12. Gosavi S. S., Mane H. G., Pendhari A. S., Magdum A. P., Deshpande S., Baraskar A., Jadhav M., Husainy A. (2021). A review on space based solar power. *J. Thermal Energy Systems*, **6**(1), 16–24. doi:10.46610/jotes.2021.v06i01.003
13. ISO 16269-6:2014. Statistical interpretation of data. Part 6: Determination of statistical tolerance intervals. URL: <https://www.iso.org/obp/ui/en/#iso:std:iso:16269:-6:ed-2:vl:en> (Last accessed: 16.08.2023).
14. Khoroshylov S. V. (2009). On algorithmic support of orientation control of solar space power plants. Part 1. *System technologies*, **61**(2), 153–167 [in Russian].
15. Landis G. A. (2006). *Re-evaluating satellite solar power systems for Earth*. IEEE 4th World Conf. on Photovoltaic Energy Conversion (Waikoloa, HI, USA, 7–12 May). doi: 10.1109/WCPEC.2006.279877
16. Lockett A. J. (2020). Review of Optimization Methods. General-Purpose Optimization Through Information Maximization. Natural Computing Series. Springer, Berlin, Heidelberg. https://doi.org/10.1007/978-3-662-62007-6_2
17. Makarov A. L., Khoroshylov S. V. (2012). Attitude control of solar battery and transmitting antenna for space solar power satellite. *Kosm. nauka tehnol.*, **18**(3), 3–9. doi: 10.15407/knit2012.03.003
18. Mankins J. C. (2014). *The Case for Space Solar Power*. Virginia Edition Publishing, LLC, 580 p.
19. National Geospatial-Intelligence Agency (NGA) standardization document (2008). Department of Defense, World Geodetic System 1984, 208 p. URL: <https://nsgreg.nga.mil/doc/view?i=4085> (Last accessed: 16.08.2023).
20. Palii O. S., Lapkhanov E. O., Svorobin D. S. (2022). Model of distributed space power system motion control. *Technical mechanics*, **4**, 35–50. doi: 10.15407/itm2022.04.035
21. Rabanser S., Neumann L., Haltmeier M. (2019). Analysis of the Block Coordinate Descent Method for Linear Ill-Posed Problems. *SIAM J. Imaging Sci.*, **12**(4), 1808–1832. doi:10.1137/19m1243956
22. Reshetnev M. F., Lebedev V. A., Bartenev V. A., Krasil'shchikov M. N., Malyshev V. A. (1988). *Control and navigation of artificial Earth satellites in near-circular orbits*. Mashinostroenie Publishing House, 336 p. [in Russian]
23. Sasaki S. and JAXA Advanced Mission Research Group (2009). SSPS development road map. IAC-09.C3.1.4. URL: <http://www13.plala.or.jp/spacedream/PDFSPSENG12.pdf> (Last accessed: 16.08.2023).
24. Wang E., Wu S., Liu Y., Wu Z., Liu X. (2019). Distributed vibration control of a large solar power satellite. *Astrodynamics*, **3**(2), 189–203. <https://doi.org/10.1007/s42064-018-0046-5>
25. Yermoldina G. T., Suimenbayev B. T., Sysoev V. K., Suimenbayeva Zh. B. (2018). Features of Space Solar Power Station Control System. *Acta Astronautica*, **158**, 111–120. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.04.001>
26. Zbrutskii A. V., Ganzha A. P. (2011). *Navigation of the Earth remote sensing satellite by land surface imagery*. Kyiv: National Technical University “Kyiv Polytechnic Institute” Publishing House, 160 p. [in Russian]

Стаття надійшла до редакції 04.02.2024

Після доопрацювання 04.02.2024

Прийнято до друку 02.05.2024

Received 04.02.2024

Revised 04.02.2024

Accepted 02.05.2024

А. П. Анатов^{1,2}, зав. відділу системного аналізу та проблем керування, проф.,
д-р техн. наук, член-кор. НАН України

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-4411-2250>

E-mail: aalpatov@ukr.net

Ч. Ван², д-р філософії, проф.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1358-7731>

E-mail: wangcq@nwpu.edu.cn

Х. Лу^{2,3}, д-р філософії, докторант

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-4695-3424>

E-mail: luhs@nwpu.edu.cn

Е. О. Ланханов¹, д-р філософії, наук. співроб.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-3821-9254>

E-mail: ericksaavedralim@gmail.com

¹ Інститут технічної механіки Національної академії наук України

і Державного космічного агентства України

вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

² Школа автоматизації, Північно-Західний політехнічний університет

Сіань, Китай

³ Інноваційний центр Чунціна, Північно-Західний політехнічний університет

Чунцін, Китай

ВИБІР ОРБИТИ КОСМІЧНОЇ ІНДУСТРІАЛЬНОЇ ПЛАТФОРМИ З РОЗПОДІЛЕНИМИ МОДУЛЯМИ ЕЛЕКТРОЕНЕРГЕТИЧНОЇ СИСТЕМИ

Космічна індустріалізація для освоєння нових ресурсів і середовищ існування є одним із перспективних напрямів сучасної аерокосмічної науки та техніки. Ключовою задачею є забезпечення промислової космічної платформи необхідною кількістю електроенергії. Одним із видів живлення таких модулів є використання розподілених систем, які складаються з угруповань космічних апаратів з безконтактною передачею електроенергії. Враховуючи це, постає проблема раціонального вибору орбіти для їх дислокації. Таким чином в роботі запропоновано методику вибору орбіт космічної промислової платформи та модулів розподіленої електроенергетичної системи. Ця методологія включає проведення оцінок орбітального поступального, кутового і відносного руху для кожного енергетичного космічного апарата, що є вхідними даними для розробленого алгоритму оптимального вибору орбіт. Алгоритм оптимізації включає статистичну обробку та елементи методів градієнтного і координатного спуску, що дозволяє визначити найбільш значущий параметр який впливає на тривалість сеансу безконтактною передачею електроенергії. Застосовано математику кватерніонів для оцінки динаміки зміни програмних параметрів наведення антени космічного апарата передавача на ректену космічного апарата приймача, що дає змогу визначити вимоги для системи керування кутовим рухом космічних енергетичних апаратів.

Використання запропонованої методології дозволяє сформулювати вимоги для вибору відповідних проектних параметрів системи керування розподіленою енергетичною системою космічної індустріальної платформи, а також проводити комплексне проектування на концептуальних етапах розробки.

Ключові слова: безконтактна передача електроенергії; вибір орбіти; кватерніон націлювання; оптимізація параметрів орбіти.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.04.024>
UDC 681.518.5

N. YEFYMENKO, Dr. Sci. in Tech., Associate Professor. Winner of the Award of the Cabinet of Ministers of Ukraine for the development and implementation of innovative technologies (2014)

ORCID 0000-0001-7760-8610

E-mail: nefimenko@gmail.com

R. KUDERMETOV, Head of Dept., Ph. D. in Tech., Associate Professor

ORCID 0000-0002-6766-9780

E-mail: kudermetov@gmail.com

National University „Zaporizhzhia Polytechnic”

64 Zhukovskoho Str., Zaporizhzhia, 69093 Ukraine

DYNAMIC MODEL OF VECTOR MOTION AND ITS APPLICATION IN SPACECRAFT UNIAXIAL ORIENTATION PROBLEMS

The object of study is the spacecraft attitude control system. The subject of the study is the quaternion dynamic equation of motion of an arbitrary normalized vector and methods for constructing on its basis algorithms to control the spacecraft's uniaxial orientation. In this work, a new dynamic model of vector motion in a body-fixed frame is obtained, its properties are investigated, and methods for solving uniaxial orientation problems using this model are considered. This model application significantly simplifies the synthesis control task, which, in this case, is reduced to control synthesis for a system that is a set of second-order integrating links. In many cases, the synthesis problem has an analytical solution for such systems. The resulting control algorithms are much simpler to implement than the ones obtained using the traditional model. The results of numerical simulation, which confirm the effectiveness of the proposed algorithm, are presented.

Keywords: spacecraft, uniaxial orientation, terminal reorientation, quaternion, stabilization, angular velocity.

1. INTRODUCTION

There are operating modes of a spacecraft that do not require triaxial orientation. Examples of such modes are the mode of spacecraft onboard battery recharging when only orientation to the Sun is necessary; the emergency mode when only two actuators are operational and triaxial orientation is impossible; the mode of pointing the telescope's optical axis in inertial space, etc. If triaxial orientation is not required or impossible, uniaxial orientation mode is used. A feature of the uniaxial orientation mode is that the

spacecraft orientation is determined up to an arbitrary rotation around the axis relative to which the orientation is required. In this case, the spacecraft can rotate around this axis at an arbitrary speed.

The issues of spacecraft uniaxial orientation algorithms' construction have been considered in many works. In [5], the possibility of using a uniaxial solar orientation mode for a satellite with a solar sail in a close-to-circular orbit at an altitude of 900 km is considered. The authors of [3] studied the control parameters' optimization for the satellite uniaxial

Цитування: Yefymenko N., Kudermetov R. Dynamic model of vector motion and its application in spacecraft uniaxial orientation problems. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 4 (149). P. 24–33. <https://doi.org/10.15407/knit2024.04.024>

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

orientation using jet engines. The purpose of control is to determine the certain axis rotation trajectory from an arbitrary initial position to a given one. A genetic algorithm is used to find the optimal values of the control parameters to minimize the number of jet engine actuations. In [9], the authors considered the problem of uniaxial orientation in the inertial coordinate system of a spacecraft with one faulty reaction wheel in the presence of residual angular momentum of the spacecraft. In [1], a new uniaxial orientation control law to move an optical sensor, jet engine nozzle, or antenna to a given position after the failure of one of the reaction wheels was proposed. Thus, the problem of uniaxial orientation remains relevant today.

There are two types of uniaxial orientation problems: the uniaxial stabilization problem and the terminal reorientation problem. To synthesize algorithms of the first type, the method of Lyapunov functions is more often used [4, 10]. The disadvantage of this approach is the difficulty of obtaining a preliminary estimate of the accuracy and dynamic characteristics of the algorithm. To get these estimates, numerical modeling is necessary. The solution to the problem of the synthesis algorithm for spacecraft a terminal reorientation is usually sought as a solution to an optimization problem. Usually, a model is used for this purpose in which the Euler equation describes the dynamics [6], and the kinematic equation describes the kinematic motion of the vector [2]. This model's advantages are the absence of calculation peculiarities and state vector minimal redundancy. But this model is nonlinear, so the solution to the optimization problem can be found numerically only, which is not always allowable for on-board algorithms. This problem can be simplified by using the quaternion differential equation proposed in [8], where the authors developed a dynamic quaternion model and considered the problems of stabilization and terminal reorientation for the case of triaxial orientation to construct the control. As shown in this work, the use of the quaternion model significantly simplifies the problem of control synthesis, which, in this case, is reduced to control synthesis for a system that is a set of second-order integrating links. In many cases, for such systems, the synthesis problem has an analytical solution. The resulting control algorithms are much

simpler to implement than the algorithms obtained using the traditional model.

In this work, this approach was further developed, and a dynamic model of vector motion was obtained, similar to the dynamic model from [8], its properties were investigated, and methods for solving the problem of uniaxial stabilization and uniaxial terminal reorientation using this model were considered.

2. DYNAMIC MODEL OF VECTOR MOTION

Let $\mathbf{q}_B \in \mathbb{R}^3$ be an arbitrary normalized vector \mathbf{q} , given by projections onto the axes of the body-fixed frame \mathbf{B} . Denote by \mathbf{Q}_B the quaternion mapping of the vector \mathbf{q}_B . In that case,

$$\text{scal}(\mathbf{Q}_B) = 0, \quad (1)$$

$$\text{vect}(\mathbf{Q}_B) = \mathbf{q}_B, \quad (2)$$

where $\text{scal}(\cdot)$ and $\text{vect}(\cdot)$ are the designations of the scalar and vector parts of the quaternion.

Since \mathbf{Q}_B is a normalized quaternion, the following quaternion equation is valid for it

$$\tilde{\mathbf{Q}}_B \circ \mathbf{Q}_B = 1, \quad (3)$$

where $\tilde{\mathbf{Q}}_B$ is the conjugate of quaternion \mathbf{Q}_B , and \circ is the quaternion multiplication operator.

Differentiating equality (3) twice with respect to time yields

$$\ddot{\tilde{\mathbf{Q}}}_B \circ \mathbf{Q}_B + 2\dot{\tilde{\mathbf{Q}}}_B \circ \dot{\mathbf{Q}}_B + \tilde{\mathbf{Q}}_B \circ \ddot{\mathbf{Q}}_B = 0. \quad (4)$$

From (4), it follows

$$\text{scal}(\tilde{\mathbf{Q}}_B \circ \ddot{\mathbf{Q}}_B) = -\|\dot{\mathbf{Q}}_B\|^2. \quad (5)$$

Thus, the quaternion $\tilde{\mathbf{Q}}_B \circ \ddot{\mathbf{Q}}_B$ has the following form:

$$\tilde{\mathbf{Q}}_B \circ \ddot{\mathbf{Q}}_B = -\|\dot{\mathbf{Q}}_B\|^2 + \mathbf{f}, \quad (6)$$

where \mathbf{f} is an arbitrary vector representing the vector part of the $\tilde{\mathbf{Q}}_B \circ \ddot{\mathbf{Q}}_B$. Solving this equation for $\ddot{\mathbf{Q}}_B$ gives

$$\ddot{\mathbf{Q}}_B = \mathbf{Q}_B \circ \mathbf{f} - \|\dot{\mathbf{Q}}_B\|^2 \mathbf{Q}_B. \quad (7)$$

Let us introduce the following quaternion:

$$\mathbf{U} = \mathbf{Q}_B \circ \mathbf{f}. \quad (8)$$

In this quaternion, the scalar part u_0 and the vector part \mathbf{u} give

$$\mathbf{U} = u_0 + \mathbf{u}. \quad (9)$$

Taking into account (8), the quaternion equation (7) can be written as follows:

$$\ddot{\mathbf{Q}}_B = \mathbf{U} - \|\dot{\mathbf{Q}}_B\|^2 \mathbf{Q}_B \quad (10)$$

where U is a quaternion, by setting which one can form the required character of the change in the projections of the vector q_B on the axes of the body-fixed frame B . The quaternion U can be interpreted as a control quaternion, and equation (10) as a dynamic equation of the motion of vector relative to the body-fixed frame in quaternion form, where quaternion mappings of the Q_B and its derivative are used as the state vector components. Since f is a vector, it follows from (8) that quaternion U must satisfy the constraint

$$\text{scal}(\tilde{Q}_B \circ U) = 0. \quad (11)$$

From (11) and (1), it follows that

$$q_B^T u = 0. \quad (12)$$

Let us write equation (10) in vector form

$$\ddot{q}_B = u - \|\dot{q}_B\|^2 q_B. \quad (13)$$

The control u can be represented as

$$u = -q_B \times (q_B \times \mu_B). \quad (14)$$

In this case, relation (12) will be satisfied for any μ_B . Taking into account (14), equation can be written as

$$\ddot{q}_B = -q_B \times (q_B \times \mu_B) - \|\dot{q}_B\|^2 q_B. \quad (15)$$

Let us decompose the left side of equation (15) into two components: perpendicular to q_B and parallel to q_B

$$-q_B \times (q_B \times \ddot{q}_B) + q_B q_B^T \ddot{q}_B = -q_B \times (q_B \times \mu_B) - \|\dot{q}_B\|^2 q_B. \quad (16)$$

The transformations of (16), taking into account (12) and (13), give

$$\begin{aligned} & -q_B \times [q_B \times (\ddot{q}_B - \mu_B)] = \\ & = -\left(q_B^T \ddot{q}_B + \|\dot{q}_B\|^2\right) q_B = \\ & = -\left(-\|\dot{q}_B\|^2 + \|\dot{q}_B\|^2\right) q_B = 0. \end{aligned} \quad (17)$$

It follows from (17) that

$$\ddot{q}_B = \mu_B + \alpha q_B, \quad (18)$$

where α is an arbitrary parameter.

Parameter α is arbitrary, so it can be set equal to zero ($\alpha = 0$) when solving various problems of vector q_B motion control. In this case, the dynamics model (18) takes a simple form

$$\ddot{q}_B = \mu_B. \quad (19)$$

This is a linear equation with constant coefficients and has a simple form, which makes it possible to apply well-developed methods of the theory of linear systems with constant coefficients to find μ_B .

The control u is virtual, and the actual control is a torque M_u . Therefore, when using equation (13) to solve various problems of attitude control, it is necessary to know the dependence of the control torque M_u on the control vector u and the inverse dependence of the control vector u on the control torque M_u . Let us find these dependencies. The following equations are valid for the q_B vector's velocity and acceleration:

$$\dot{q}_B = -\omega_B^{BR} \times q_B + \dot{\tilde{q}}_B, \quad (20)$$

$$\dot{\tilde{q}}_B = \tilde{\Lambda}_{RB} \circ \dot{q}_R \circ \Lambda_{RB}, \quad (21)$$

$$\ddot{q}_B = -\dot{\omega}_B^{BR} \times q_B + \ddot{p}, \quad (22)$$

$$p = -\omega_B^{BR} \times (\dot{q}_B + \dot{\tilde{q}}_B) + \ddot{\tilde{q}}_B, \quad (23)$$

$$\ddot{\tilde{q}}_B = \tilde{\Lambda}_{RB} \circ \ddot{q}_R \circ \Lambda_{RB}, \quad (24)$$

where the relative angular velocity vector ω_B^{BR} is determined from the equation

$$\begin{aligned} J \dot{\omega}_B^{BR} = & -\omega_B^{BI} \times (J \omega_B^{BI}) - \\ & - J (\omega_B^{RI} \times \omega_B^{BR} + \tilde{\Lambda}_{RB} \circ \dot{\omega}_R^{RI} \circ \Lambda_{RB}) + M_u. \end{aligned} \quad (25)$$

In expressions (20)–(25), R is a reference frame in which the spacecraft motion is considered. It is assumed that the rotation angular velocity $\omega_R^{RI}(t)$ of the frame R relative to the inertial coordinate system J is a known function of time, which has a time derivative $\dot{\omega}_R^{RI}(t)$; q_R is q vector, given by projections on the reference frame R axes; Λ_{RB} is the transition quaternion from reference frame R to body-fixed frame B ; ω_B^{BR} is the angular velocity of the frame B rotation relative to the reference frame R , given by projections on the axes of the body-fixed frame B ; ω_B^{BI} is the spacecraft's absolute angular velocity of rotation, provided by projections on the body-fixed frame B axes; J is the spacecraft inertia tensor.

Formally, expressions (20)–(24) are the result obtained by double differentiation of the relation $q_B = \tilde{\Lambda}_{RB} \circ q_R \circ \Lambda_{RB}$. Let us decompose the vector p into two components: a component perpendicular to the vector q_B and a component parallel to the vector q_B :

$$p = -q_B \times (q_B \times p) + q_B q_B^T p. \quad (26)$$

According to equations (13) and (22)

$$\mathbf{q}_B^T \mathbf{p} = \mathbf{q}_B^T \dot{\mathbf{q}}_B = -\|\dot{\mathbf{q}}_B\|^2. \quad (27)$$

Then, expression (26) can be written as follows

$$\mathbf{p} = -\mathbf{q}_B \times (\mathbf{q}_B \times \mathbf{p}) - \|\dot{\mathbf{q}}_B\|^2 \mathbf{q}_B. \quad (28)$$

Substituting (28) into (22) gives

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{q}}_B &= -\dot{\omega}_B^{BR} \times \mathbf{q}_B + \mathbf{p} = \\ &= \mathbf{q}_B \times \dot{\omega}_B^{BR} - \mathbf{q}_B \times (\mathbf{q}_B \times \mathbf{p}) - \|\dot{\mathbf{q}}_B\|^2 \mathbf{q}_B = \\ &= \mathbf{u} - \|\dot{\mathbf{q}}_B\|^2 \mathbf{q}_B. \end{aligned} \quad (29)$$

From equality (29), it follows that

$$\mathbf{u} = \mathbf{q}_B \times (\dot{\omega}_B^{BR} - \mathbf{q}_B \times \mathbf{p}). \quad (30)$$

Since $\dot{\omega}_B^{BR}$ is a function of the control torque \mathbf{M}_u , then (30) is the desired dependence of the vector \mathbf{u} on the control torque vector \mathbf{M}_u . To find the dependence of the control torque vector \mathbf{M}_u on the vector \mathbf{u} , consider expression (30). Let us define the vector $\dot{\omega}_B^{BR}$ as follows:

$$\dot{\omega}_B^{BR} = -\mathbf{q}_B \times (\mathbf{u} - \mathbf{p}). \quad (31)$$

Substituting relation (31) into equation (30) taking into account (12) gives

$$\mathbf{u} = \mathbf{q}_B \times (\dot{\omega}_B^{BR} - \mathbf{q}_B \times \mathbf{p}) = -\mathbf{q}_B \times (\mathbf{q}_B \times \mathbf{u}) = \mathbf{u}. \quad (32)$$

Since (32) is an identity, therefore, formula (31) is a dependence $\dot{\omega}_B^{BR}$ on the virtual control \mathbf{u} . Solving equation (25) for \mathbf{M}_u yields

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_u &= \omega_B^{BI} \times (\mathbf{J} \omega_B^{BI}) + \\ &+ \mathbf{J} (\omega_B^{RI} \times \omega_B^{BR} + \tilde{\Lambda}_{RB} \circ \dot{\omega}_R^{RI} \circ \Lambda_{RB}) - \mathbf{J} (\mathbf{q}_B \times (\boldsymbol{\mu}_B - \mathbf{p})). \end{aligned} \quad (33)$$

Formula (33) is the dependence of the real control torque \mathbf{M}_u on the variable $\boldsymbol{\mu}_B$. In this case, the variable $\boldsymbol{\mu}_B$ is selected based on equation (19), depending on the requirements of the spacecraft's uniaxial orientation problem.

3. APPLICATION OF A DYNAMIC MODEL MOTION OF VECTOR IN SPACECRAFT ATTITUDE CONTROL PROBLEMS

3.1. The problem of a spacecraft's uniaxial stabilization. The problem of spacecraft's uniaxial stabilization is usually understood as the problem of synthesizing control laws that ensure the orientation of the fixed axis in a body-fixed frame along the direction specified in the reference coordinate system. In gen-

eral, the statement of the uniaxial stabilization problem is formulated as follows. Let \mathbf{q}_R and \mathbf{e}_B be given unit vectors in the bases \mathbf{R} and \mathbf{B} , respectively. It is assumed that on the spacecraft board, there is information about the projections of the vector \mathbf{q} onto frame \mathbf{B} axes in the form of a vector \mathbf{q}_B , and the vector \mathbf{e}_B is constant. It is necessary to find the control torque \mathbf{M}_u using information about the vector \mathbf{q}_B , angular velocity ω_B^{BI} , and orientation quaternion Λ_{RB} , providing asymptotic stability to the equilibrium position $\mathbf{q}_B = \mathbf{e}_B$. The solution to the formulated problem is given by the following.

Theorem 1. *Let the spacecraft rotation motion be given by the equation (25). Denote the normalized vectors in the reference frame \mathbf{R} and the body-fixed frame \mathbf{B} by \mathbf{q}_R and \mathbf{e}_B , respectively. Let there be information on the spacecraft board about the absolute angular velocity vector ω_B^{BI} , orientation quaternion Λ_{RB} , and the vector \mathbf{q} projections on the body-fixed frame \mathbf{B} axes in the form of the vector \mathbf{q}_B ; the vector \mathbf{e}_B is constant, and its coordinates are given. Then, the control law (33), where*

$$\boldsymbol{\mu}_B = -\mathbf{K}_1 \mathbf{e} - \mathbf{K}_2 \dot{\mathbf{q}}_B, \quad (34)$$

$$\mathbf{e} = \mathbf{q}_B - \mathbf{e}_B, \quad (35)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_B = -\omega_B^{BR} \times \mathbf{q}_B + \dot{\tilde{\mathbf{q}}}_B, \quad (36)$$

$$\dot{\tilde{\mathbf{q}}}_B = \tilde{\Lambda}_{RB} \circ \dot{\mathbf{q}}_R \circ \Lambda_{RB}, \quad (37)$$

$$\mathbf{K}_1 = \text{diag}(k_{1i}), \mathbf{K}_2 = \text{diag}(k_{2i}), \quad (38)$$

$$k_{1i} > 0, k_{2i} > 0, i = 1, 2, 3$$

provides asymptotic stability to the equilibrium position

$$\mathbf{q}_B = \mathbf{e}_B.$$

Proof. Let us use the equation of motion of the vector \mathbf{q}_B in the form (19). In this case, for the control error

$$\mathbf{e} = \mathbf{q}_B - \mathbf{e}_B, \quad (39)$$

the equation

$$\ddot{\mathbf{e}} = \boldsymbol{\mu}_B \quad (40)$$

is valid.

Let's define $\boldsymbol{\mu}_B$ as follows

$$\boldsymbol{\mu}_B = -\mathbf{K}_1 \mathbf{e} - \mathbf{K}_2 \dot{\mathbf{q}}_B, \quad (41)$$

$$\mathbf{K}_1 = \text{diag}(k_{1i}), \mathbf{K}_2 = \text{diag}(k_{2i}), \quad (42)$$

$$k_{1i} > 0, k_{2i} > 0, i = 1, 2, 3, \quad (43)$$

where $\dot{\mathbf{q}}_B$ is defined by expressions (20) and (21). A system of equations (40) is a system of three inde-

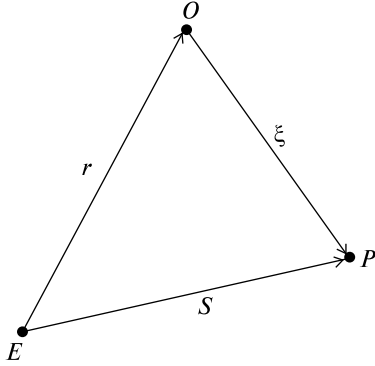


Figure 1. Geometric interpretation of pointing the on-board transmitter antenna to the GRS

pendent second-order integrating links. The inputs of these links are signals μ_{B_i} , $i = 1, 2, 3$. For the i -th link, it can be written the equation

$$\ddot{e} = -k_{1i}e_i - k_{2i}\dot{e}_i. \quad (44)$$

Since (44) is a second-order linear equation, for it to be asymptotically stable, according to the Hurwitz stability criterion, it is necessary and sufficient conditions (44) to be satisfied. Thus, Theorem 1 is proved.

Example 1. Consider the problem of pointing a stationary antenna of an onboard transceiver to a ground-based information receiving station (GRS) by turning the spacecraft body. This problem arises when there is no line-of-sight “antenna-GRS” due to the constructive elements at the regular orientation of the spacecraft. Let us introduce the following notations (Figure 1): E is the Earth’s centre of mass, r is the radius-vector that specifies the spacecraft centre of mass position O in orbit; $\xi = s - r$ is the radius-vector drawn from the centre of mass of the spacecraft to a given point P on the Earth’s surface, where the GRS is located.

Let e_B be a unit vector that determines the on-board transceiver electrical axis position in the body-fixed frame B . It is necessary to find control torque M_u , which provides asymptotic stability to the equilibrium position

$$\frac{\xi_B}{\|\xi_B\|} = e_B.$$

Assume the following.

1. The position of the vector e_B relative to the body-fixed frame is known, and the equality $\dot{e}_B = 0$ is true for it.

2. The following information is available on board the spacecraft:

- projections of the vector ξ on the body-fixed frame axes in the form of the vector ξ_B ;
- position and velocity of the spacecraft centre of mass in the Greenwich coordinate system G as vectors r_G and \dot{r}_G ;
- the spacecraft absolute angular velocity vector ω_B^{BI} and the orientation quaternion Λ_{IB} .

The problem solution. According to Fig. 1, in the frame G , the following equations are valid:

$$\xi_G = s_G - r_G, \quad (45)$$

$$\dot{\xi}_G = -\dot{r}_G, \quad (46)$$

$$\ddot{\xi}_G = -\ddot{r}_G. \quad (47)$$

In this case, the spacecraft’s centre of mass motion is described by the equation [2]

$$\ddot{r}_G = -\frac{\mu}{\|r_G\|^3}r_G + \omega_G^{GI} \times \omega_G^{GI} \times r_G + 2\omega_G^{GI} \times \dot{r}_G. \quad (48)$$

In equation (48), $\mu = 3.986005 \times 10^{14}$ is the gravitational constant of the Earth; ω_G^{GI} is the angular velocity of the Earth’s rotation, given by projections on the frame G axes.

Let us denote by q the unit vector of the vector ξ . Obviously, in the Greenwich coordinate system, the following equation holds for this vector:

$$q_G = \frac{\xi_G}{\|\xi_G\|}. \quad (49)$$

Following equations (20)–(25), the expressions for calculating the projections of the velocity and acceleration of this vector on the axes of basis B have the form

$$\dot{q}_B = -\omega_B^{BG} \times q_B + \dot{q}_B, \quad (50)$$

$$\dot{q}_B = \tilde{\Lambda}_{GB} \circ \dot{q}_G \circ \Lambda_{GB}. \quad (51)$$

$$\ddot{q}_B = -\dot{\omega}_B^{BG} \times q_B + \ddot{q}_B, \quad (52)$$

$$J\omega_B^{BG} = -\omega_B^{BI} \times (J\omega_B^{BI}) - J(\omega_B^{GI} \times \omega_B^{BG}) + M_u, \quad (53)$$

$$p = -\omega_B^{BG} \times (\dot{q}_B + \ddot{q}_B) + \ddot{q}_B, \quad (54)$$

$$\ddot{q}_B = \tilde{\Lambda}_{GB} \circ \ddot{q}_G \circ \Lambda_{GB}. \quad (55)$$

At the same time, derivatives \dot{q}_G and \ddot{q}_G are defined as follows

$$\dot{q}_G = -q_G \times \left(q_G \times \frac{\dot{\xi}_G}{\delta} \right), \quad (56)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_G = -\mathbf{q}_G \times \left(\mathbf{q}_G \times \left(\frac{\ddot{\xi}_G}{\delta} - 2 \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\xi}_G \right) \right) - \|\dot{\mathbf{q}}_G\|^2 \mathbf{q}_G, \quad (57)$$

where

$$\delta = \|\xi_G\|, \quad \dot{\delta} = \mathbf{q}_G^T \dot{\xi}_G. \quad (58)$$

The deducing of formulas (56) and (57) are given in the Appendix.

To find the control \mathbf{u} that ensures the asymptotic stability of the equilibrium position $\mathbf{q}_b = \mathbf{e}_b$, Theorem 1 is used. According to this theorem, the control law

$$\boldsymbol{\mu}_B = -\mathbf{K}_1 \mathbf{e} - \mathbf{K}_2 \dot{\mathbf{q}}_B, \quad \mathbf{K}_1 > 0, \mathbf{K}_2 > 0 \quad (59)$$

provides asymptotic stability to the equilibrium position $\mathbf{e} = 0$. In this case, the control \mathbf{u} is determined by the expression (14) and the actual control torque \mathbf{M}_u by the expression (33).

Simulation results. To analyze the qualitative features of the algorithm, the simulation of the proposed algorithm was carried out with the following initial data.

1. An inertial coordinate system was chosen as the coordinate system relative to which the spacecraft's angular motion was simulated.

2. The orbital elements at the start of the pointing process were as follows: $a = 7028$ km — the semi-major axis of the orbit, $e = 0.001$ — eccentricity of the orbit, $i = 1.439897$ rad — the orbital inclination, $\Omega = 1.523599$ 1/s — longitude of the ascending node of the orbit, $\omega = 0$ rad — argument of periapsis, $m = 1.23$ rad — mean anomaly at pointing start.

3. The motion of the centre of mass along the orbit in the Greenwich coordinate system was simulated by a system of differential equations (49).

4. The initial conditions for the rotational motion model were as follows:

$$\boldsymbol{\omega}_B^{BI}(t_0) = \begin{pmatrix} 0 \\ 0.001 \\ 0 \end{pmatrix},$$

$$\boldsymbol{\Lambda}_{IB}(t_0) = \begin{pmatrix} 0.670900566645541 \\ -0.077273729904976 \\ -0.1628015368791540 \\ -0.719316939833235 \end{pmatrix}.$$

5. The position of the GRS on the Earth's surface was given by a point with coordinates: longitude $\lambda = 60^\circ$, latitude $\varphi = 45^\circ$.

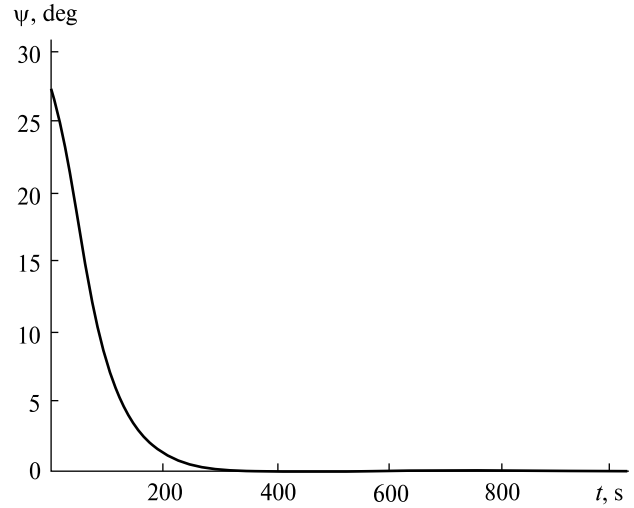


Figure 2. The Ψ estimation variation with time

6. The spacecraft's inertia tensor

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} 195 & 0 & 0 \\ 0 & 121 & 0 \\ 0 & 0 & 189 \end{pmatrix}, \text{ kg m}^2.$$

7. The antenna electrical axis unit vector coordinates given by projections on of the body-fixed frame \mathbf{B} axes, $\mathbf{e}_B = (0.250.43-0.87)^T$.

8. The mutual position of the antenna electrical axis and the direction ζ was estimated by the formula

$$\Psi = \arccos \left(\frac{\xi_B^T \mathbf{e}_B}{\|\xi_B\|} \right). \quad (60)$$

Figure 2 shows a graph of the function $\Psi(t)$, and Figure 3 shows the graphs of time variations of coordinates of the vector $\dot{\mathbf{q}}_B$. The simulation results indicate the effectiveness of the proposed algorithm for uniaxial spacecraft stabilization.

3.2. The problem of uniaxial terminal pointing. Let us solve the problem of pointing in inertial space some fixed axis associated with the spacecraft to a given point. In the general case, this problem is formulated as follows: find the control law \mathbf{u} that transfers the vector whose motion is described by (13) from the current state $\mathbf{q}_B(t_0)$, $\dot{\mathbf{q}}_B(t_0)$ at time t_0 to the required state $\mathbf{q}_B(t_1)$, $\dot{\mathbf{q}}_B(t_1)$ at time t_1 . The times t_0 and t_1 are fixed. The solution to this problem is given by the following theorem.

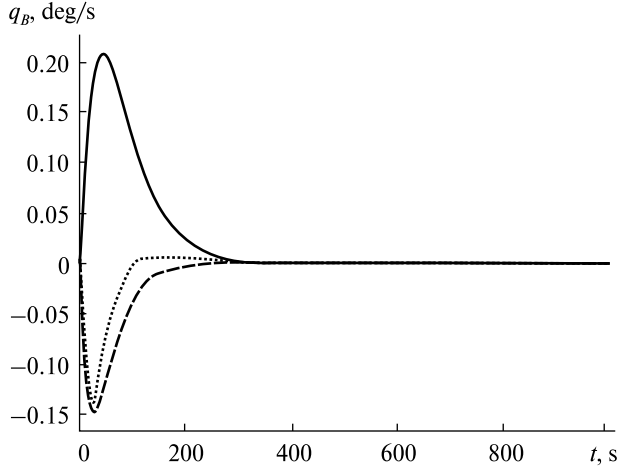


Figure 3. The spacecraft's angular velocities variation with time

Theorem 2. Let the motion of vector \mathbf{q}_B relative to the reference frame \mathbf{R} be given by equation (13). Let us introduce an auxiliary vector \mathbf{x} , and the motion of this vector is described by the equation

$$\ddot{\mathbf{x}} = \boldsymbol{\tau}, \mathbf{x} \in \mathbb{R}^3. \quad (61)$$

Suppose that for the fixed times t_0 and t_1 , the following boundary conditions are given for the vector \mathbf{x} and its first derivative:

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{q}_B(t_0), \dot{\mathbf{x}}(t_0) = \dot{\mathbf{q}}_B(t_0), \quad (62)$$

$$\mathbf{x}(t_1) = \mathbf{q}_B(t_1), \dot{\mathbf{x}}(t_1) = \dot{\mathbf{q}}_B(t_1), \quad (63)$$

and a control $\boldsymbol{\tau}$ is found that transfers the vector \mathbf{x} and its first derivative to the position (63).

Let us define the calculated trajectory $\hat{\mathbf{q}}_B(t)$ for transferring the vector $\mathbf{q}_B(t)$ from the current position at time t_0 to a given position at time t_1 and a control that implements this motion as follows

$$\hat{\mathbf{q}}_B(t) = \frac{\mathbf{x}}{\delta}, \quad \delta = \|\mathbf{x}\|, \quad (64)$$

$$\dot{\hat{\mathbf{q}}}_B(t) = -\hat{\mathbf{q}}_B \times \left(\hat{\mathbf{q}}_B \times \frac{\dot{\mathbf{x}}}{\delta} \right), \quad (65)$$

$$\hat{\mathbf{u}} = \ddot{\hat{\mathbf{q}}}_B(t) = -\hat{\mathbf{q}}_B \times \left(\hat{\mathbf{q}}_B \times \left(\frac{\boldsymbol{\tau}}{\delta} - 2 \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\mathbf{x}} \right) \right) - \|\hat{\mathbf{q}}_B\|^2 \hat{\mathbf{q}}_B, \quad (66)$$

where the vectors \mathbf{x} , $\dot{\mathbf{x}}$, and $\boldsymbol{\tau}$ are defined by the expressions

$$\boldsymbol{\tau} = \mathbf{C}_1(t-t_0) - \mathbf{C}_2, \quad (67)$$

$$\mathbf{C}_1 = \frac{6}{(t_1-t_0)^2} \mathbf{y}_2 - \frac{12}{(t_1-t_0)^3} \mathbf{y}_1, \quad (68)$$

$$\mathbf{C}_2 = \mathbf{C}_1 \frac{t_1-t_0}{2} - \frac{1}{t_1-t_0} \mathbf{y}_2, \quad (69)$$

$$\mathbf{y}_1 = \mathbf{q}_B(t_1) - \mathbf{q}_B(t_0) - \dot{\mathbf{q}}_B(t_0)(t_1-t_0), \quad (70)$$

$$\mathbf{y}_2 = \dot{\mathbf{q}}_B(t_1) - \dot{\mathbf{q}}_B(t_0), \quad (71)$$

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \dot{\mathbf{q}}_B(t_0) + \mathbf{C}_1 \frac{(t-t_0)^2}{2} - \mathbf{C}_2(t-t_0), \quad (72)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(t) = & \mathbf{q}_B(t_0) + \dot{\mathbf{q}}_B(t_0)(t-t_0) + \\ & + \mathbf{C}_1 \frac{(t-t_0)^3}{3} - \mathbf{C}_2 \frac{(t-t_0)^2}{2}. \end{aligned} \quad (73)$$

Then the control

$$\mathbf{u} = -\mathbf{q}_B \times (\mathbf{q}_B \times \boldsymbol{\mu}_B), \quad (74)$$

$$\boldsymbol{\mu}_B = -\mathbf{K}_1 \mathbf{e} - \mathbf{K}_2 \dot{\mathbf{e}} + \dot{\hat{\mathbf{u}}}, \quad (75)$$

$$\mathbf{e} = \mathbf{q}_B - \hat{\mathbf{q}}_B, \dot{\mathbf{e}} = \dot{\mathbf{q}}_B - \dot{\hat{\mathbf{q}}}_B \quad (76)$$

ensures the transfer of the vectors \mathbf{q}_B and $\dot{\mathbf{q}}_B$ from position $\mathbf{q}_B(t_0)$, $\dot{\mathbf{q}}_B(t_0)$ to the given position $\mathbf{q}_B(t_1)$, $\dot{\mathbf{q}}_B(t_1)$ in a fixed time t_1-t_0 .

Proof. To prove this theorem, equation (61) is used. Let us find the control law $\boldsymbol{\tau}(t)$ that transfers the system $\ddot{\mathbf{x}} = \boldsymbol{\tau}$ from the current state $\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{q}_B(t_0)$, $\dot{\mathbf{x}}(t_0) = \dot{\mathbf{q}}_B(t_0)$ at time t_0 to the required state $\mathbf{x}(t_1) = \mathbf{q}_B(t_1)$, $\dot{\mathbf{x}}(t_1) = \dot{\mathbf{q}}_B(t_1)$ at time t_1 and providing a minimum for the functional

$$V = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_1} \|\boldsymbol{\tau}\|^2 dt. \quad (77)$$

For this problem, there is an analytical solution defined by expressions (69)–(74) [7]. Let us define the calculated trajectory $\hat{\mathbf{q}}_B(t)$ as

$$\hat{\mathbf{q}}_B(t) = \frac{\mathbf{x}(t)}{\|\mathbf{x}(t)\|}. \quad (78)$$

Then, according to Appendix, for the derivative $\dot{\hat{\mathbf{q}}}_B(t)$ and control $\hat{\mathbf{u}}$, the following expressions are valid:

$$\dot{\hat{\mathbf{q}}}_B(t) = -\hat{\mathbf{q}}_B \times \left(\hat{\mathbf{q}}_B \times \frac{\dot{\mathbf{x}}}{\delta} \right), \quad (79)$$

$$\hat{\mathbf{u}} = \ddot{\hat{\mathbf{q}}}_B = -\hat{\mathbf{q}}_B \times \hat{\mathbf{q}}_B \times \left(\frac{\boldsymbol{\tau}}{\delta} - 2 \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\mathbf{x}} \right) - \|\hat{\mathbf{q}}_B\|^2 \hat{\mathbf{q}}_B. \quad (80)$$

Since

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{q}_B(t_0), \dot{\mathbf{x}}(t_0) = \dot{\mathbf{q}}_B(t_0),$$

$$\mathbf{x}(t_1) = \mathbf{q}_B(t_1), \dot{\mathbf{x}}(t_1) = \dot{\mathbf{q}}_B(t_1),$$

it is evident that the control $\hat{\mathbf{u}}$ will ensure the transfer of the vector $\hat{\mathbf{q}}_B$ from position $\mathbf{q}_B(t_0)$, $\dot{\mathbf{q}}_B(t_0)$ to a given position $\mathbf{q}_B(t_1)$, $\dot{\mathbf{q}}_B(t_1)$ in a fixed time $t_1 - t_0$.

The control built in this way is programmatic. With such control, the vector $\mathbf{q}_B(t)$ will move along a certain trajectory different from the calculated one. That is due to errors in the program control implementation and disturbance moments presence acting on the spacecraft. To stabilize the calculated trajectory, it is necessary to add a stabilizing control through feedback. To find this control, consider the equation for the relative motion of the vectors $\mathbf{q}_B(t)$ and $\hat{\mathbf{q}}_B(t)$. As said above, the motion of vector $\mathbf{q}_B(t)$ can be represented in the form (19). Subtracting equation (80) from equation (19) gives

$$\ddot{\mathbf{e}} = \mathbf{u}_s = \boldsymbol{\mu}_B - \hat{\mathbf{u}}. \quad (81)$$

According to Theorem 1, the control

$$\mathbf{u}_s = -\mathbf{K}_1 \mathbf{e} - \mathbf{K}_2 \dot{\mathbf{e}} \quad (82)$$

provides asymptotic stability for the position $\mathbf{e} = 0$. It follows from (81) that

$$\boldsymbol{\mu}_B = -\mathbf{K}_1 \mathbf{e} - \mathbf{K}_2 \dot{\mathbf{e}} + \hat{\mathbf{u}}, \quad (83)$$

which completes the proof of Theorem 2.

Example 2. To analyze the qualitative features of the proposed terminal reorientation algorithm, the simulation of the reorientation process was carried out with the initial data from Example 1. In this case, the start time of the manoeuvre was taken $t_0 = 0$ s, and the end time $t_1 = 1000$ s. The boundary conditions were as follows

$$\mathbf{q}_B(t_0) = \begin{pmatrix} -0.162161484770419 \\ 0.635129976541619 \\ -0.755191078969618 \end{pmatrix},$$

$$\dot{\mathbf{q}}_B(t_0) = \begin{pmatrix} 0.296186315679564 \\ -0.828484883752114 \\ -0.760371266945204 \end{pmatrix} \times 10^{-4},$$

$$\mathbf{q}_B(t_1) = \begin{pmatrix} 0.250000000000000 \\ 0.433012701892219 \\ -0.866025403784439 \end{pmatrix},$$

$$\dot{\mathbf{q}}_B(t_1) = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

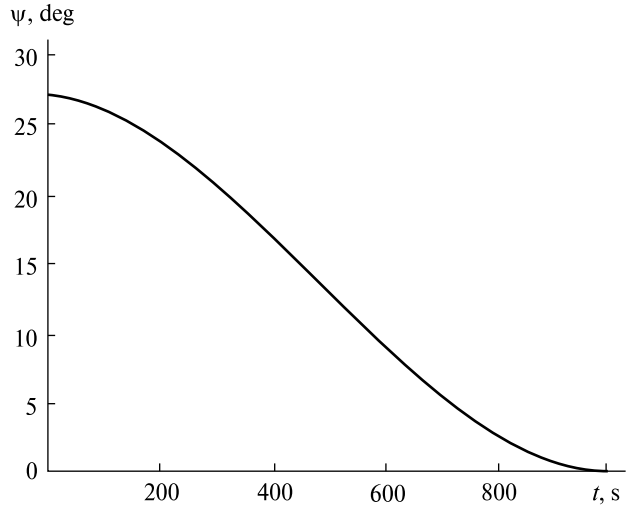


Figure 4. The Ψ estimation variation with time

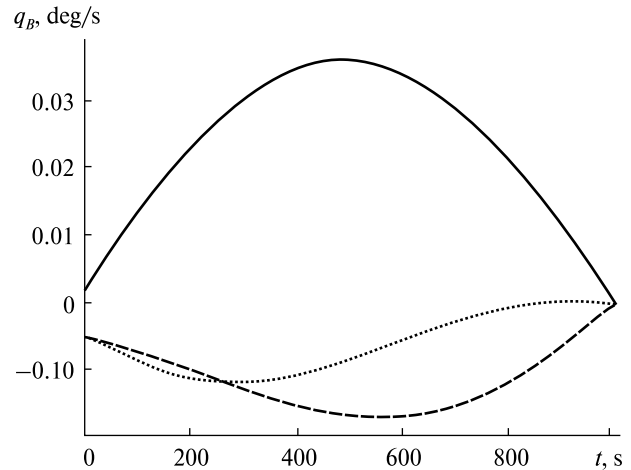


Figure 5. The spacecraft's angular velocities variation with time

Figure 4 shows a graph of the change in the function $\Psi(t)$, and Figure 5 shows the graphs of time variations of coordinates of the vector $\hat{\mathbf{q}}_B$. The simulation results indicate the efficiency of the proposed algorithm for the uniaxial orientation of the spacecraft.

4. CONCLUSION

For an arbitrary normalized vector, a dynamic model of motion in the associated coordinate system is obtained. This model significantly simplifies the problem of synthesizing control of the spacecraft's uniaxial orientation. In this case, the synthesis problem

is reduced to constructing a control for a system with three second-order integrating links, and the synthesis problem has an analytical solution for such systems. The resulting control algorithms are much simpler to implement than the ones obtained using the traditional model. A new approach has been suggested for this model, which is a transformation of the right-hand side of the Euler dynamics equation into a new control vector $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^3$. This allows for the concise representation of the right-hand side of the dynamics equation for the vector as a function of the spacecraft's angular motion parameters. The transformation found is reversible, allowing us to return to the original form of the right-hand side of the Euler dynamics equation and find the control torque $\mathbf{M}_u \in \mathbb{R}^3$, physically realized by the control system actuators. Based on the obtained model, two algorithms for constructing a spacecraft uniaxial orientation are proposed: an algorithm for spacecraft uniaxial stabilization and an algorithm for spacecraft uniaxial terminal reorientation. The application of the proposed model is demonstrated using two examples: solving the stabilization problem and the problem of the spacecraft's uniaxial terminal reorientation. When solving the stabilization problem, in contrast to the well-known works [4, 10], in which the direct Lyapunov method was used to construct the control, for the first time, it was possible to reduce the problem of finding the control \mathbf{M}_u to the trivial problem of finding the control $\boldsymbol{\mu}_B$, which ensures asymptotic stability of the error equation $\ddot{\mathbf{e}} = \boldsymbol{\mu}_B$. This is a linear equation with constant coefficients, which makes it possible to apply well-developed methods of the theory of linear systems with constant coefficients. The numerical simulation results confirming the efficiency of the proposed algorithms have been presented.

APPENDIX. THE DEDUCING OF FORMULAE FOR THE FIRST AND SECOND DERIVATIVES OF THE UNIT VECTOR

The formula deducing for the first derivative of a unit vector of $\boldsymbol{\xi}_B$. Let \mathbf{q}_B be the unit vector of vector $\boldsymbol{\xi}_B$. Denote by δ the modulus of the vector $\boldsymbol{\xi}_B$ and identity matrix of order 3×3 as \mathbf{I}_3 . Then the time derivative of the unit vector is defined by the following expressions

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{q}}_B &= \frac{d}{dt} \left(\frac{\boldsymbol{\xi}_B}{\|\boldsymbol{\xi}_B\|} \right) = \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - \frac{\dot{\delta}}{\delta} \frac{\boldsymbol{\xi}_B}{\delta} = \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - \mathbf{q}_B \mathbf{q}_B^T \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta^2} = \\ &= \left(\mathbf{I}_3 - \mathbf{q}_B \mathbf{q}_B^T \right) \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} = -\mathbf{q}_B \times \left(\mathbf{q}_B \times \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} \right). \end{aligned} \quad (\text{A1})$$

The formula deducing for the second-time derivative of a unit vector of $\boldsymbol{\xi}_B$. Differentiating (A1) to time gives

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{q}}_B &= \left(\mathbf{I}_3 - \mathbf{q}_B \mathbf{q}_B^T \right) \left(\frac{\ddot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\boldsymbol{\xi}}_B \right) - \dot{\mathbf{q}}_B \mathbf{q}_B^T \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - \mathbf{q}_B \dot{\mathbf{q}}_B^T \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} = \\ &= \left(\mathbf{I}_3 - \mathbf{q}_B \mathbf{q}_B^T \right) \left(\frac{\ddot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\boldsymbol{\xi}}_B \right) - \left(\mathbf{I}_3 - \mathbf{q}_B \mathbf{q}_B^T \right) \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} \mathbf{q}_B^T \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - \\ &\quad - \mathbf{q}_B \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B^T}{\delta} \left(\mathbf{I}_3 - \mathbf{q}_B \mathbf{q}_B^T \right) \frac{\dot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} = \\ &= \left(\mathbf{I}_3 - \mathbf{q}_B \mathbf{q}_B^T \right) \left(\frac{\ddot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\boldsymbol{\xi}}_B - \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\boldsymbol{\xi}}_B \right) - \|\dot{\boldsymbol{\xi}}_B\|^2 \boldsymbol{\xi}_B = \\ &= \left(\mathbf{I}_3 - \mathbf{q}_B \mathbf{q}_B^T \right) \left(\frac{\ddot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - 2 \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\boldsymbol{\xi}}_B \right) - \|\dot{\boldsymbol{\xi}}_B\|^2 \boldsymbol{\xi}_B = \\ &= -\mathbf{q}_B \times \mathbf{q}_B \times \left(\frac{\ddot{\boldsymbol{\xi}}_B}{\delta} - 2 \frac{\dot{\delta}}{\delta^2} \dot{\boldsymbol{\xi}}_B \right) - \|\dot{\boldsymbol{\xi}}_B\|^2 \boldsymbol{\xi}_B. \end{aligned} \quad (\text{A2})$$

REFERENCES

1. Avanzini G., Zavoli A., De Matteis G., Giulietti F. (2022). Single axis pointing for underactuated spacecraft with a residual angular momentum. *Aerospace Sci. and Technology*, **124**, 107512. doi:10.1016/j.ast.2022.107512.
2. Curtis H. D. (2020). *Orbital Mechanics for Students* (4-th ed.). Butterworth-Heinemann, 792 p. doi:10.1016/B978-0-08-102133-0.00013-1
3. Khalili N., Ghorbanpour A. (2020). *Optimal tuning of single-axis satellite attitude control parameters using genetic algorithm*. Proc. ASME 2020 Dynamic Systems and Control Conf., Vol. 2. doi:10.1115/DSCC2020-3212
4. Lebedev D. V., Tkachenko A. I. (1991). *Inertial Control Systems. Algorithmic Aspects*. Naukova Dumka, 208 p. [in Russian].
5. Likhachev V. N., Sazonov V. V., Ul'yashin A. I. (2003). Single-axis solar orientation of a satellite of the Earth. *Cosmic Res.*, **41**(2), 159–170. doi:10.1023/A:1023387131144
6. Wittenburg J. (1977). *Dynamics of Systems of Rigid Bodies*. Vieweg+Teubner Verlag, 224 p. doi:10.1007/978-3-322-90942-8.
7. Yefymenko N. (2015). Synthesis of control algorithms of the spacecraft spatial reorientation with the use of dynamic equations of a solid body rotational motion in Rodrigo-Hamilton parameters. *J. Automation and Inform. Sci.*, **47**(6), 1–16. doi:10.1615/JAutomatInfScien.v47.i6.10
8. Yefymenko N., Kudermetov R. (2022). Quaternion models of a rigid body rotation motion and their application for spacecraft attitude control. *Acta Astronautica*, **194**, 76–82. doi:10.1016/j.actaastro.2022.01.029
9. Zavoli A., De Matteis G., Giulietti F., Avanzini G. (2017). Single-axis pointing of an underactuated spacecraft equipped with two reaction wheels. *J. Guidance, Control, and Dynamics*, **40**(6), 1465–1471. doi:10.2514/1.G002182
10. Zubov V. I. (1975). *Lectures on the Control Theory*. Nauka, 496 p. [in Russian].

Стаття надійшла до редакції 13.03.2024

Після доопрацювання 13.03.2024

Прийнято до друку 02.05.2024

Received 13.03.2024

Revised 13.03.2024

Accepted 02.05.2024

М. Єфименко, д-р техн. наук, доцент. Лауреат Премії Кабінету міністрів України за розроблення і впровадження інноваційних технологій (2014)

ORCID 0000-0001-7760-8610

E-mail: nefimenko@gmail.com

Р. Кудерметов, зав. каф., канд. техн. наук, доцент

ORCID 0000-0002-6766-9780

E-mail: kudermetov@gmail.com

Національний університет «Запорізька політехніка»

вул. Жуковського 64, Запоріжжя, Україна, 69093

ДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ РУХУ ВЕКТОРА ТА ЇЇ ЗАСТОСУВАННЯ В ЗАДАЧАХ КЕРУВАННЯ ОДНОВІСНОЮ ОРІЄНТАЦІЄЮ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Об'єкт дослідження: система управління космічного апарата. Предмет дослідження: кватерніонне динамічне рівняння руху довільного нормованого вектора і методи побудови алгоритмів керування одновісною орієнтацією космічного апарата на його основі. У роботі отримано нову динамічну модель руху вектора у зв'язаній системі координат, досліджено її властивості та розглянуто методи вирішення задач одновісної орієнтації із застосуванням цієї моделі. При цьому задача синтезу зводиться до побудови керування для системи, що є сукупністю інтегровальних ланок другого порядку. У багатьох випадках для таких систем задача синтезу має аналітичний розв'язок. Отримані при цьому алгоритми керування одновісною орієнтацією реалізуються значно простіше, ніж алгоритми, отримані при використанні традиційної моделі. Наведені результати чисельного моделювання, що підтверджують працездатність запропонованого алгоритму.

Ключові слова: космічний апарат, одновісна орієнтація, термінальна переорієнтація, кватерніон, стабілізація, кутова швидкість.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.04.034>
UDC 528.8: 502.3/7: 504

P. I. TROFYMENKO, Prof., Dept. of Geoinformatics, Associate Professor, Dr. Sci. in Engineering

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-7692-5785>

E-mail: trofimenkopetr@ukr.net

V. I. ZATSEKOVNYI, Prof., Head of Dept. of Geoinformatics, Ph.D.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-2346-9496>

E-mail: vitalii.zatserkovnyi@gmail.com

L. O. KOKOSHA, Student

ORCID: <https://orcid.org/0009-0003-6131-7431>

E-mail: kokoshalina@gmail.com

Educational and scientific institute “Institute of Geology” of Taras Shevchenko Kyiv National University
90 Vasylykivska Str, Kyiv, 03002 Ukraine

DETERMINATION OF GREENHOUSE GAS CONCENTRATION IN THE ATMOSPHERE BY EARTH REMOTE SENSING MEANS. CARTOGRAPHIC AND ANALYTICAL ASSESSMENT OF THE GEOSPATIAL DISTRIBUTION OF ITS VALUES

This article covers the issue of improving the methodology of remote determination of the concentration of greenhouse gases in the atmosphere using the Copernicus Program — Sentinel-5P and MOD11A2.061 Terra satellite systems, as well as the cartographic-analytical assessment of its geospatial distribution. The specified methodology provided for remote determination of the concentration of greenhouse gases CH₄, CO, and NO₂, development of maps of the distribution of the determined concentration on the territory of Ukraine, localization of areas of formation of the intensity of emission and sequestration of greenhouse gases taking into account data on the soil cover, abiotic conditions of the territory and anthropogenic influences, in particular, military activities. A set of maps of the geospatial distribution of CH₄, CO, and NO₂, greenhouse gas concentrations, the temperature of the Earth's surface within the warm period (01.05—30.10) during 2019—2022, as well as a map of the geospatial localization of the maximum concentrations of greenhouse gases within the warm period of the research time interval developed according to the results of emissions from soils, landscapes, production facilities, and combat zones.

It was determined that for the warm period of the year, on average for 2019—2022, the optimal temperature range within which the intensity of nitrogen dioxide emission on the territory of Ukraine reaches maximum values is from 13 to 19 °C. If the temperature of the Earth's surface exceeds the value of 20 °C, the volume of emission emissions is significantly reduced. It is shown that soils with different emission and assessment status are widespread in Ukraine during the warm period. In the South and Southwest of the state, soils with the highest emission capacity of methane to the atmosphere prevail, in particular Jc49-1/3a — Calcaric Fluvisols, Lg54-1a — Gleyic Luvisols, Kh31-2a — Haplic Kastanozems, Gh23-3a — Humic Gleysols.

In large cities, as well as in the territories of the South-East of Ukraine, where normal chernozems (Ch22-2a) / (normal chernozems) are common, the maximum concentration of NO₂ in the atmosphere is formed, which is caused by the influence of the high temperature of the earth's surface and the localized consequences of Russia's military aggression. It was revealed that over the past 4 years, there has been a trend of decreasing CO concentration, which indirectly indicates the negative impact of Russia's military aggression, a decrease in industrial production, and the relocation of production facilities to the west of the country.

Keywords: RES, greenhouse gases, soils, emission, sequestration, landscapes, cartographic-analytical assessment.

Цитування: Trofymenko P. I., Zatserkovnyi V. I., Kokosha L. O. Determination of greenhouse gas concentration in the atmosphere by Earth Remote Sensing means. Cartographic and analytical assessment of the geospatial distribution of its values. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 4 (149). P. 34—47. <https://doi.org/10.15407/knit2024.04.034>

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

INTRODUCTION

It is generally known that the significant increase in the temperature of the Earth's surface since the beginning of the industrial era (1750) has occurred by more than 1 °C is the result of an increase in the concentration of greenhouse gases in the atmosphere — CO₂, CO, CH₄, NO₂, and N₂O, as well as some other compounds, largely occurred as a result of human activity [3]. The emission of greenhouse gases by soils is an important factor in the anthropogenic impact on the climate because their use as a means of production of plant products is mainly intensive. Soils and agriculture are powerful sources of greenhouse gases, including carbon dioxide CO₂, methane CH₄, nitrogen dioxide NO₂, and nitrous oxide N₂O. At the 2015 UN Climate Change Conference in Paris, most countries agreed to reduce emissions of these gases in order to limit the increase in global surface temperature to 1.5 °C [19].

Thanks to the OCO-2 mission (NASA) and the Japanese GOSAT mission, it was possible to implement satellite remote sensing of the concentration of CO₂, CH₄, NO₂, and N₂O [9]. The Sentinel-5p mission allows for obtaining satellite data on the concentration of NO₂, CH₄, CO, SO₂, HCHO, cloudiness, and aerosol concentration [14]. Their planned exploitation made it possible to create a database on the concentration of greenhouse gases in the atmosphere from space and to obtain the first information on the increase in the concentration of CO₂ and other greenhouse gases associated with man-made emissions. The implementation of these technologies contributes to the solution of two main tasks: the automation of monitoring observations of the concentration of greenhouse gases in the atmosphere (I) and the development of future missions aimed at verifying the accounting of greenhouse gas emissions (fiscal function), compliance with the obligations of individual countries within the framework of change agreements climate (II).

The purpose of research. The purpose of the research is to conduct a remote and cartographic-analytical assessment of the formation of the pool of greenhouse gases, depending on the characteristics of the soil cover and anthropogenic influences.

The object of study. Scientific and technological approaches to conducting remote sensing of the con-

centration of greenhouse gases in the atmosphere, cartographic-analytical assessment of the peculiarities of the formation of the pool of greenhouse gases within the territory of Ukraine.

Subject of study. Methodology for remote assessment of the concentration of greenhouse gases in the atmosphere, development of maps of its geospatial distribution, cartographic-analytical assessment of the formation of the pool of greenhouse gases taking into account data on the soil cover of Ukraine, abiotic conditions of the territory and anthropogenic influences, in particular, military activities.

Research tasks included:

- assessment of the concentration of greenhouse gases by means of remote sensing of the atmosphere and atmospheric air temperature using current means of algorithmizing requests established for certain periods of the year and time intervals with the construction of highly informative cartograms of their geospatial distribution;
- automated generation of a soil map of Ukraine and its use as a basis for agrobiological localization of the concentration of greenhouse gases of agrogenic origin, in particular, CH₄, NO₂, and N₂O;
- cartographic-analytical assessment of the influence of temperature conditions of the atmosphere during the formation of the pool of greenhouse gases;
- development of a map showing the geographical distribution of peak greenhouse gas concentrations during the warm period in the territory of Ukraine.

Analysis of literature. To solve such tasks, several remote methods of atmospheric concentration studies are used, including the use of satellite observations to measure various parameters of the atmosphere, the most common of which include the following.

Application of spectral measuring systems. This method uses spectral measurements to determine the concentration of gases in the atmosphere. Different gases absorb and scatter light in different spectral regions, and the satellite can measure the spectral changes in the light to determine the concentration of the gases [18].

Use of radiometric observations. Some satellite systems measure the level of radiation emitted by the atmosphere, which makes it possible to determine the concentration of gases in the atmosphere. This method is based on the principles of molecular ab-

sorption and scattering, which allow obtaining information about the content of gases from measurements of radiation fields [6].

Lidar measurements. Lidar (optical radar) on a satellite is used to measure the concentration of gases in the atmosphere. A laser beam is emitted and the signal reflected from the atmosphere (reflected radiation) is measured, which makes it possible to determine the concentration of gases based on the change in the intensity of the reflected signal [2].

Temperature measurements. Data from satellite systems are used to measure the temperature in the atmosphere, which, following Fick's law, is related to the concentration of gases. For this purpose, infrared radiation of the atmosphere is used [13].

Remote satellite methods of studying the concentration of substances in the atmosphere allow for obtaining information about the composition and movement of various substances, which is important for monitoring their changes in the atmosphere and assessing the impact on the environment and human health. All of the above-mentioned satellite methods allow scientists to obtain information about the concentration of gases in the atmosphere over large areas and over a long period. This is important for monitoring environmental changes not only in the atmosphere but also in connection with anthropogenic activities and natural processes.

RESEARCH METHODS AND RESOURCES

To study the concentration and distribution of greenhouse gases on the territory of Ukraine (NO_2 , CO , CH_4), data from the Copernicus Program — Sentinel-5P satellite system were used, which is equipped with the TROPOMI tool (TROPOspheric Monitoring Instrument) — a hyperspectral spectrometer with a close-up view, operating in the ultraviolet-visible range (270–495 nm), near-infrared (675–775 nm) and short-wave infrared (2305–2385 nm) ranges [5]. The orbital cycle is 16 days with a viewing range of 108° (≈ 2600 km) and a spatial resolution of the second level (L2) of $5.5 \times 3.5 \text{ km}^2$, $7 \times 3.5 \text{ km}^2$ until August 6, 2019, [12]. The GEE (Google Earth Engine) platform was used for data acquisition and processing, which allowed us to obtain updated third-level (L3) Sentinel-5P data. The average values of concentrations and temperatures were calculated using

the `reduceRegion` method. During the research, data from the GEE resource was used in “offline” mode, which ensured higher accuracy of the results due to their better processing. At the same time, an algorithm similar to the studies using the “`harconvert`” tool and “`bin_spatial`” operations conducted in [4] and [10] was used. Territorial timing of requests for GEE was provided with Open Street Map by forming polygons of the territory of Ukraine and algorithmizing the software code through “`clip(roi)`” (clipping of the data set).

The raw data were filtered with a coefficient >0.5 for all data sets except for the values of the coefficient for the concentration of NO_2 in the troposphere, the coefficient >0.75 [17]. This provided the differentiation of gases from the Earth's surface and the top of the atmosphere (TOA) [7] to the Kármán line [20] at an altitude of up to 100 km, and for NO_2 data separately for the tropospheric layer of the atmosphere at an altitude of 13–18 km; in the stratosphere at an altitude of up to 50 km [17].

Taking into account the nature of agrobiological processes in the soil during the cold period of the year (01.12–30.04) and the maximum slowing down of greenhouse gas emissions from the soil to the atmosphere, during research, the concentration of greenhouse gases was determined for the warm period of the year, which lasts from 01.05 to 30.10.

In general, the following data were used for the study:

- `tropospheric_NO2_column_number_density`, mol/m^2 .
- `CO_column_number_density`, mol/m^2 .
- `CH4_column_volume_mixing_ratio_dry_air`, molar fraction.

Units of measurement for data on the distribution of NO_2 and CO (mol/m^2), which reflects the amount of the substance in the atmosphere per 1 m^2 of the Earth's surface. The molar fraction describes the average amount of methane per unit of dry air in the vertical column of the atmosphere [1]. The cartographic material was developed using the Arc Map Arc GIS 10x software (ESRI). The classification of geospatial data by individual greenhouse gases for the construction of maps was carried out similarly by dividing them into 5 classes (“Natural Boundaries” method). Transformation of raster models into

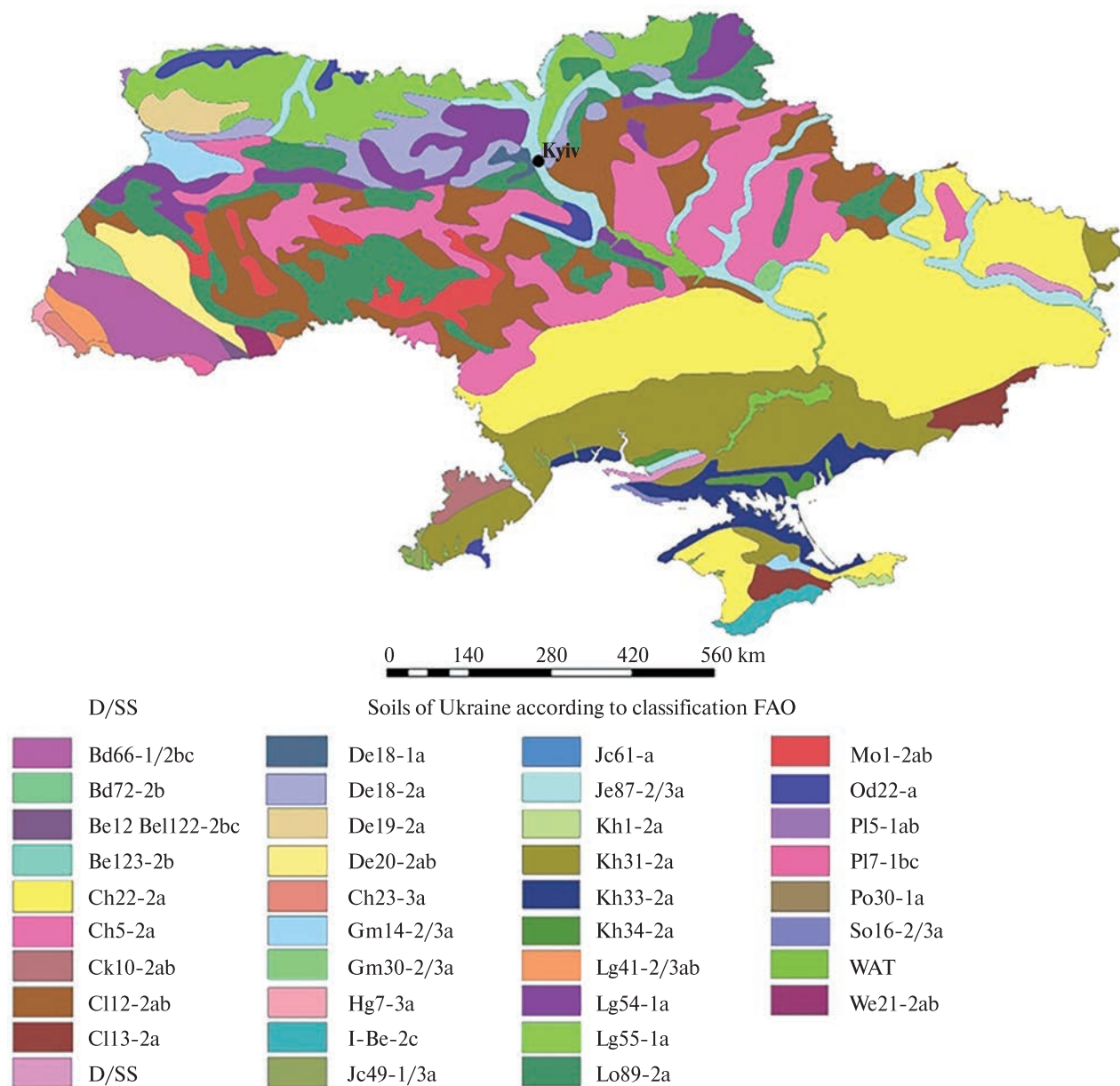


Figure 1. Map of soils of Ukraine

vector format was carried out using binary methods. Graphs were drawn up in the Microsoft Excel environment based on data obtained from GEE on average monthly values of gas concentrations.

RESEARCH RESULTS

To ensure the objectives of the research, a soil map of Ukraine according to the FAO classification [8]

was used. The soil map of Ukraine contains 38 soil associations (Figure 1). Codes and names of soils by the FAO classification are given in Table 1.

The task of the research included conducting a geospatial analysis of the determination of greenhouse gas emission flows by soils and as a result of the influence of soil temperature, which required the development of appropriate cartograms. The cartogram

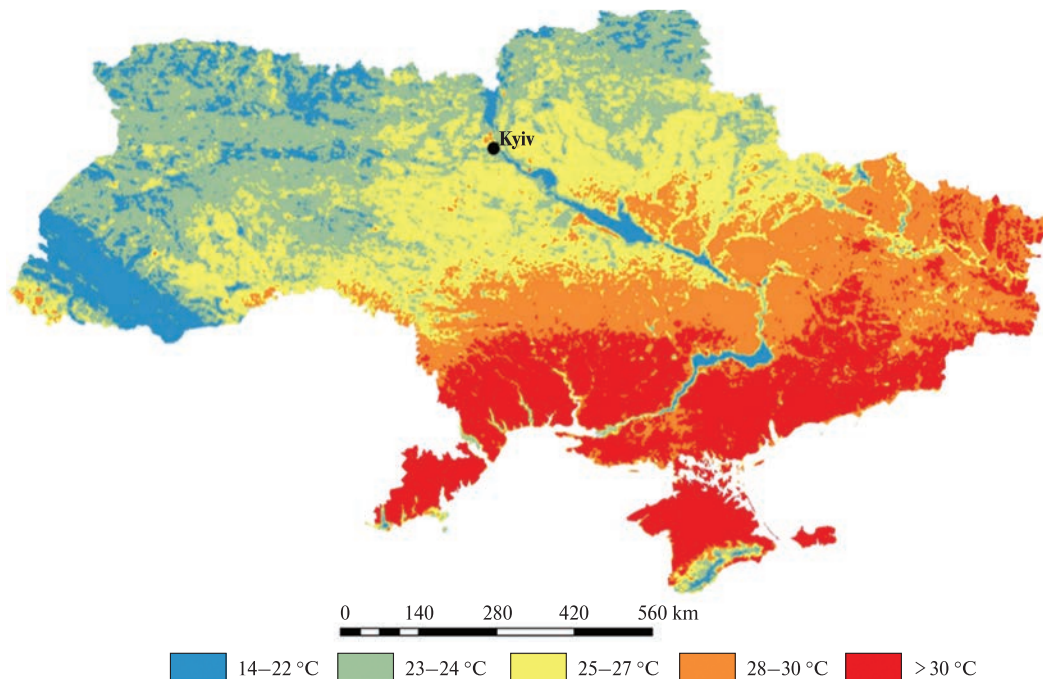


Figure 2. Map of the daytime land surface temperature within the warm period, 2019–2023, °C

Table 1. Codes and names of soils in Ukraine according to FAO classification

Bd	Dystric Cambisols	Hg	Gleyic Phaeozems	Od	Dystric Histosols
Be	Eutric Cambisols	L-Be Lithosols	Lithosols-Eutric Cambisols	Pi	Leptic Podzols
Ch	Haplic Chernozems	Jc	Calcaric Fluvisols	Po	Orthic Podzols
Ck	Calcic	Je	Eutric Fluvisols	So	Orthic Solonetz
Cl	Luvic Chernozems	Kh	Haplic Kastanozems	We	Eutric Planosols
De	Eutric Podzoluvisols	Lg	Gleyic Luvisols	D/SS	Dunes and Shifting sands
Gh	Humic Gleysols	Lo	Orthic Luvisols	WAT	Inland Waters
Gm	Mollic Gleysols	Mo	Orthic Greyzems		

Figure 3. Fragments of query algorithms for constructing greenhouse gas concentration maps: *a* — request for NO₂-Code is written with the usage of source [17], *b* — request for COCode is written with the usage of source [16], *c* — request for CH₄Code is written with the usage of source [15]

```
// Концентрація NO2
var collectionNO2 = ee.ImageCollection("COPERNICUS/SSP/OFFL/L3_NO2")
.select('tropospheric_NO2_column_number_density')
.filterDate(daterange);

var band_viz3 = {
  min: 0,
  max: 0.0001,
  palette: color_palette
};

Map.addLayer(collectionNO2.mean().clip(roi), band_viz3, 'SSP NO2');

a

// Концентрація CO
var collectionCO = ee.ImageCollection("COPERNICUS/SSP/OFFL/L3_CO")
.select('CO_column_number_density')
.filterDate(daterange);

var band_viz5 = {
  min: 0.015,
  max: 0.045,
  palette: color_palette
};

Map.addLayer(collectionCO.mean().clip(roi), band_viz5, 'SSP CO');

b

//Концентрація метану
var collectionCH4 = ee.ImageCollection('COPERNICUS/SSP/OFFL/L3_CH4')
.select('CH4_column_volume_mixing_ratio_dry_air')
.filterDate(daterange);

var band_viz2 = {
  min: 1800,
  max: 1950,
  palette: color_palette
};

Map.addLayer(collectionCH4.mean().clip(roi), band_viz2, 'SSP CH4');

c
```

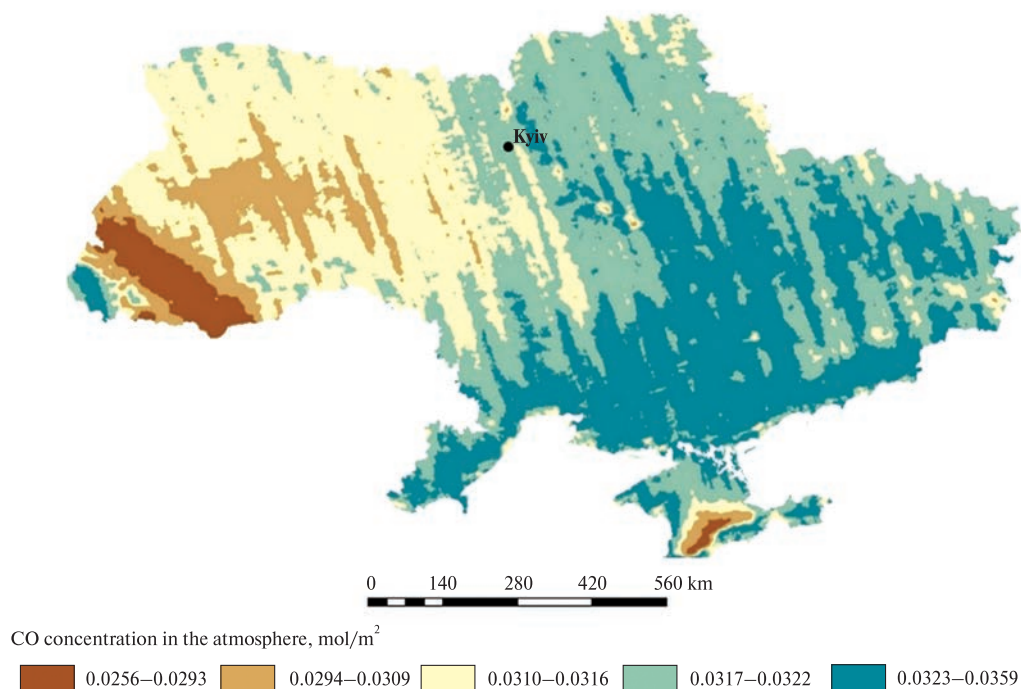



Figure 4. CO concentration cartogram, mol / m² within a warm period (2019–2023)

of the average annual daytime temperature of the Earth's surface was built using the MOD11A2.061 Terra resource, which is part of the NASA-ESA "Earth Observing System" (EOS) program. As known, it is equipped with a moderated spectroradiometer (MODIS), which provides recording of a large number of channels from visible to infrared spectra and allows obtaining data on day and night temperatures of the Earth's surface with a spatial resolution of 1 km.

Data on the average daily temperature of the Earth's surface for an 8-day period as of 10³⁰ a.m. were used for research [11] (Figure 2). The maximum values of the temperature of the earth's surface are usual for the south and southeast of the country, the minimum values — for the Polissia zone of Ukraine, as well as the mountainous territories of the Carpathians and the Crimea (see Figure 2). Technical requests for data on the concentration of greenhouse gases according to the required terms and their statistical processing in terms of time intervals were performed on the basis of the GEE platform following the methodology in the JavaScript programming language. Examples of the algorithmization of re-

quests for the construction of maps of the concentration of greenhouse gases based on the results of remote sensing are shown in Figure 3.

The cartogram of the CO concentration is shown in Figure 4. As you know, the value of carbon monoxide concentration mainly depends on the intensity of human activity, in particular man-made emissions of industrial enterprises, the burning of fossil fuels by vehicles, as well as the intensity of its deposition in soils (see Figure 4). Determining factors in the formation of the CO emission pool are the presence of large cities with population concentration and the significant, compared to other regions, density of production in the central-eastern and eastern regions of Ukraine (see Figure 2). However, over the past 3 years, a clear trend of decreasing CO concentration has emerged, which indicates a decrease in industrial production and the relocation of production facilities to the west of the country (Figure 5). The military aggression of the Russian Federation is an additional disincentive to the transfer of production facilities. The specially marked trend is prominently noticed when comparing the concentration values for the period April-June 2019 with the corresponding periods

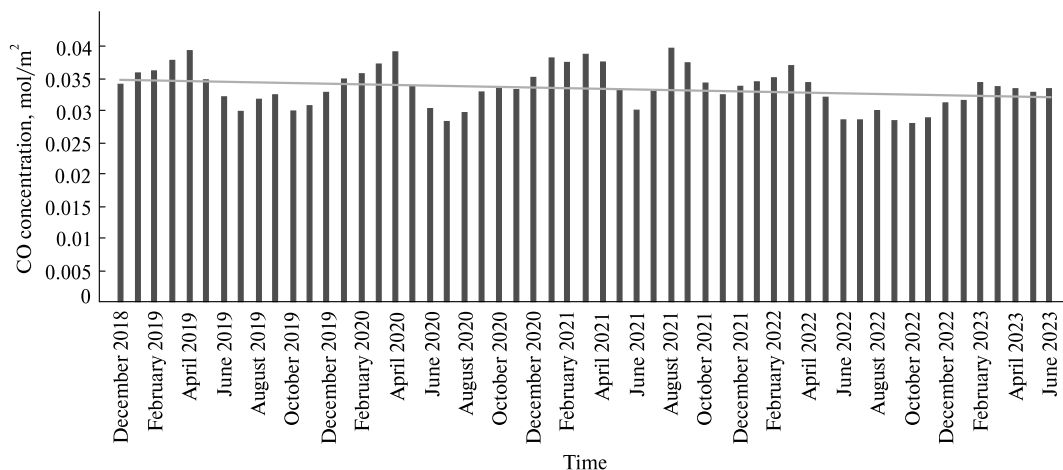


Figure 5. CO concentration dynamics in the atmosphere during the period (12.2018—06.2023)

of 2020, 2021, and 2022, which is confirmed by the negative trend line (see Figure 5).

The situation with geospatial differentiation in the methane atmosphere is naturally different. The map of the average annual concentration of methane in atmospheric air is presented in Figure 6. The highest values of CH_4 concentration are associated with the compact formation of floodplain soils with signs of hydromorphism in the channels of large rivers (Jc49-1/3a — Calcaric Fluvisols / Carbonate Fluvisols, Lg54-1a — Gleyic Luvisols / Clay Luvisols). In the south of Ukraine, saline soils with close groundwater and signs of waterlogging are common (Kh31-2a — Haplic Kastanozems, Gh23-3a — Humic Gleysols). The formation of a high emission pool of methane on the specified soils is due to the course of organic matter decomposition processes in them, which continue in anaerobic conditions. The functioning of soils in conditions of long-term moistening can lead to the formation and emission of CH_4 into the atmosphere. At the same time, the lowest values of methane concentration are confined to water bodies, mountainous areas, and coastal areas with poor soils, in particular Kh33-2a / normal chestnut soils — chestnut saline soils in a complex with salt marshes (Ukrainian classification) and intensive movement of air masses. The CH_4 concentration dynamics within the studied period were presented in Figure 7.

A rapid increase in the concentration of CH_4 in the atmosphere is observed, as evidenced by the cor-

responding trend. Taking into account the above and the decrease in the intensity of industrial production, it should be stated that the main sources forming the emission pool of CH_4 are soil and agricultural production. In this aspect, deterioration of the hydrological regime of soils, in particular as a result of a decrease in the level of groundwater, leads to an increase in methane emissions. Such a decrease occurs as a result of the increase in atmospheric temperature and the general dehydration of soil and land resources in the northern hemisphere, which has been observed in recent years. In the case of a decrease in the level of groundwater and the arrival of additional oxygen from the air, the decomposition of organic residues intensifies, and the emission of CH_4 and other biogenic gases, including NO_2 , increases.

The map of nitrogen dioxide concentration is presented in Figure 8. These cartograms allow us to conclude that the maximum values of NO_2 concentration are confined to large cities with a significant density of industrial production, as well as areas with long-term intensive mechanical impact on soils with a high content of organic matter (eastern Ukraine). According to the soil map, soil associations Ch22-2a / normal chernozems / ordinary chernozems with medium humus accumulation (Ukrainian classification) are common within the specified territories. The determined impact is a consequence of the large-scale movement of vehicles against the background of high temperatures of the Earth's surface,

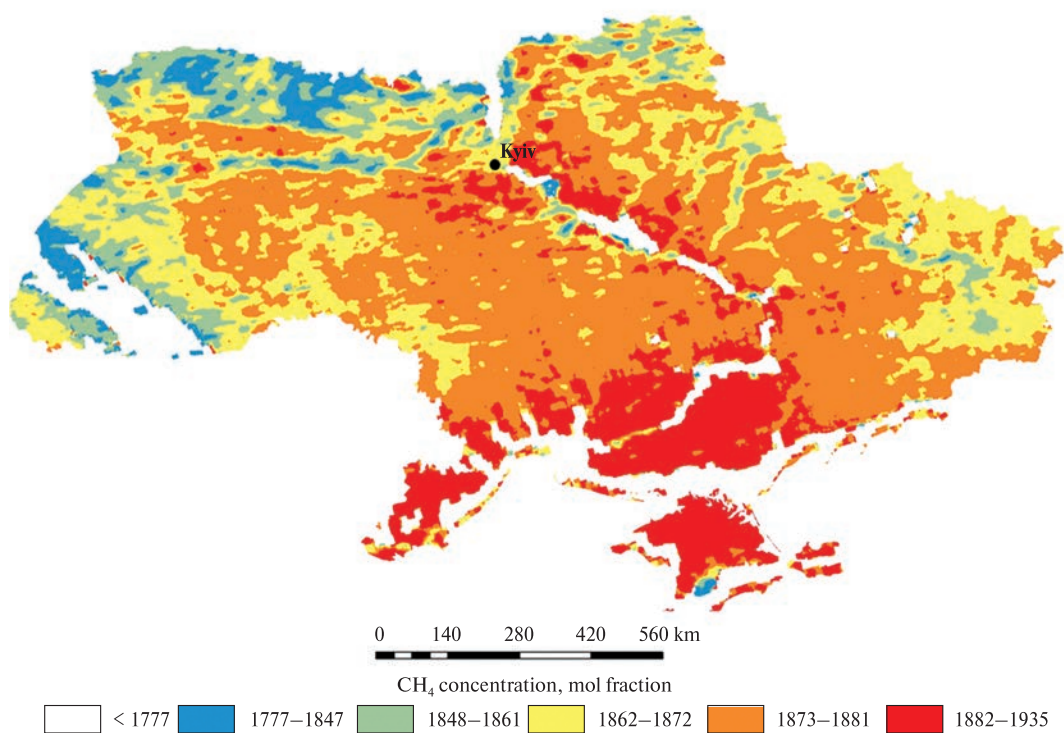


Figure 6. Map of the average annual methane concentration within the warm period (2019–2022)

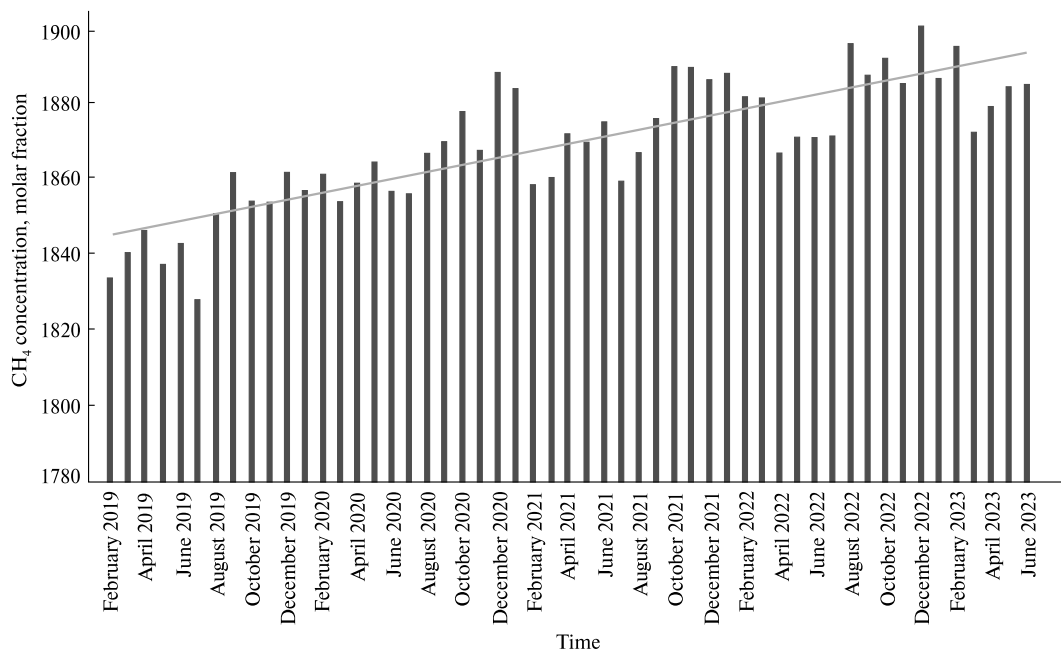


Figure 7. Dynamics of methane concentration in the atmosphere (02.2019–07.2023)

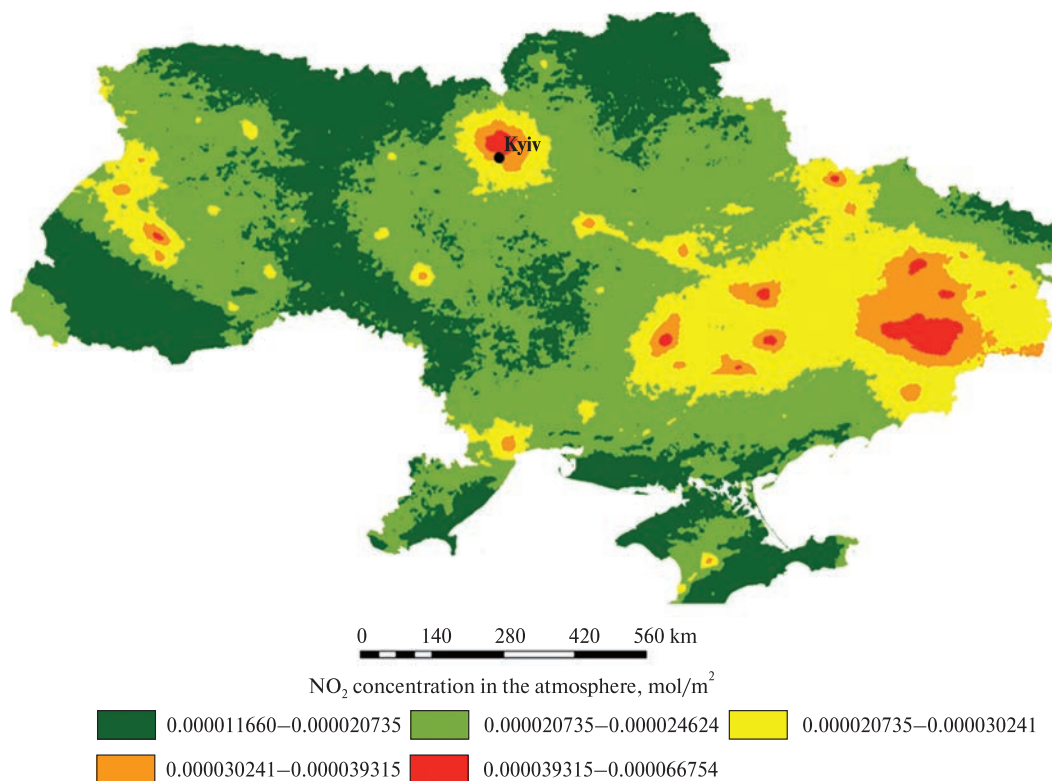


Figure 8. Cartogram of the average annual concentration of nitrogen dioxide within the warm period (2019–2022)

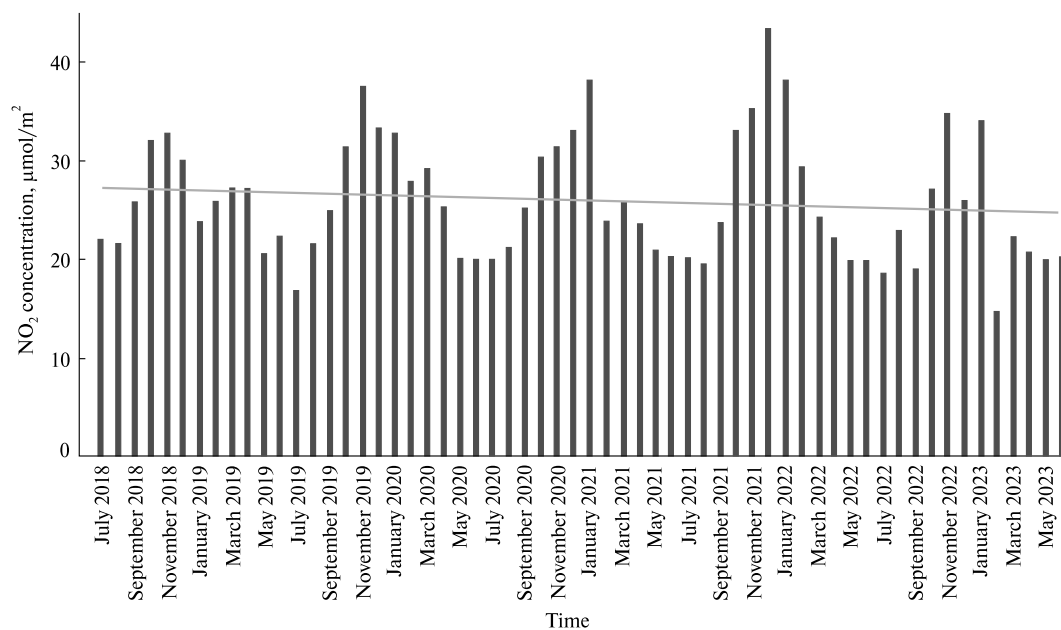


Figure 9. NO₂ dynamics concentration in the atmosphere (07.2018–05.2023)

for example, in the case of intense hostilities, which are known to have been ongoing on the territory of Ukraine since February 2022 (see Figure 8). The dynamics of the concentration of nitrogen dioxide shown in Figure 9 determines the negative trend in the formation of its volumes in the studied territory. However, it does not fully reflect the conditions of formation of the NO₂ pool from soils and landscapes. It should be noted that a significant part of NO₂ emissions is also formed due to anthropogenic influence, which is a well-known fact. The graph data testify to the course of two mutually opposite processes in the soil: the strengthening of NO₂ emission with an increase in concentration in the cold period (January 2019, 2020, and 2022), due to a warm winter and intensive decomposition of organic matter (I), and a slowdown in emission and a decrease in concentration in the beginning of the warm period (May) (2019, 2020, 2021, and 2022) (II). The specified features of the formation of emission flows of gases are the result of a global increase in the temperature of the earth's surface against the background of a lack of moisture in the soil, which caused a slowdown in NO₂ emissions in the warm period.

Table 2. The weighted average values of gas concentrations and coefficients of variation CV over the study period

Year	NO ₂ , 10 ⁻⁵ mol/m ²	CO, mol/m ²	CH ₄ , molar fraction
2019	2.28483	0.031853635	1845.667224
2020	2.27446	0.031532057	1864.914416
2021	2.28131	0.034693848	1872.515200
2022	2.11986	0.029348408	1881.296439
CV, %	3.58	6.89	0.81

Table 3. Correlation coefficients between greenhouse gas concentration values and the land surface temperature

Year	NO ₂	CO	CH ₄
2019	-0.78	0.24	-0.42
2020	-0.76	-0.81	-0.74
2021	-0.95	-0.13	-0.93
2022	-0.55	0.33	-0.52
2019–2022	-0.72	-0.16	-0.41*

Note. * minimally significant coefficient $r_{\min} = 0.41$.

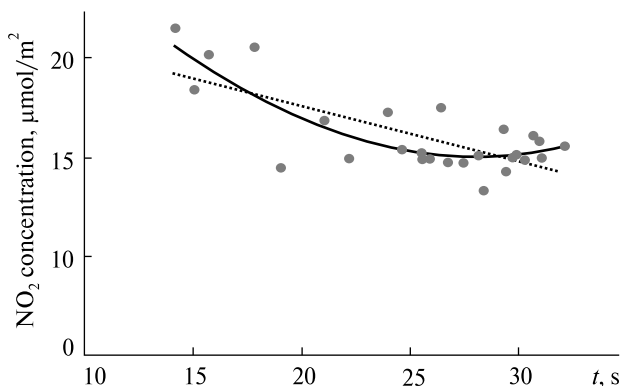


Figure 10. Graph of dependence between NO₂ concentration and daily land surface temperature (05.2019–06.2023)

The weighted average values of gas concentrations and coefficients of variation are given in Table 2.

The values of the coefficients of variation in the distribution of gas concentrations by year are determined by the influence of various factors, in particular: weather fluctuations within natural and climatic zones; the intensity of industrial production and the functioning of urban landscapes; mechanical impact on soils; reduction of the area of forests and forest plantations as a result of military operations; disruption of the structure of cultivated areas of agricultural crops. The relatively high variability over the years and the decrease in CO emissions are caused, as noted, by the relocation of production facilities to the west of the country, which lasted until the middle of 2023 and continues to this day (see Figure 5).

The results of the analysis of the link between the concentration of greenhouse gases and the temperature of the earth's surface within the territory of Ukraine are shown in Table 3.

The negative values of the correlation coefficients between the values of the concentration of biogenic greenhouse gases in the atmosphere, primarily CH₄ and NO₂, and the daytime temperature of the earth's surface within the warm period indicate a general tendency of a short-term slowdown of emission flows from soils during discrete measurement of the concentration (at 1030). High values of soil temperature and a decrease in the amount of precipitation lead to a general decrease in the moisture supply of agricultural land, which causes a slowdown in the emission

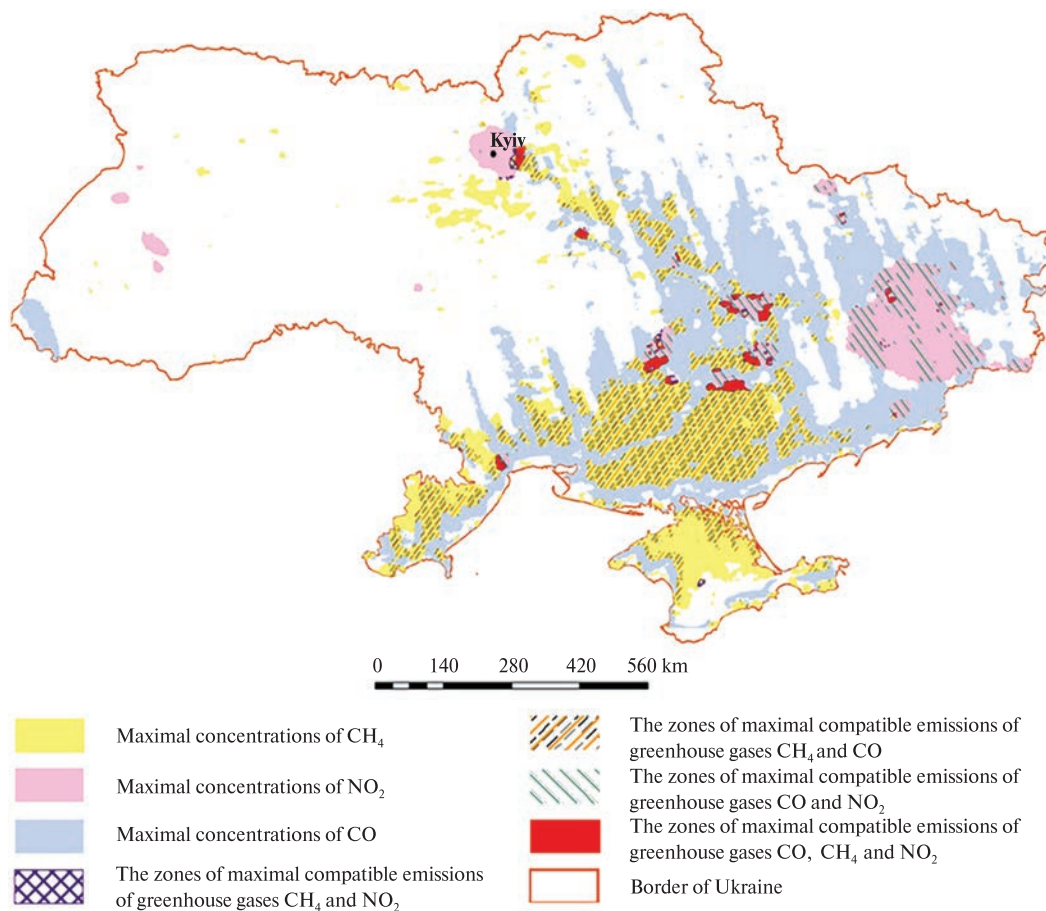


Figure 11. Map of the geospatial localization of the maximum concentrations of greenhouse gases in the warm period of 2019–2022 in the atmosphere based on the results of their emission from soils, landscapes, production facilities, and combat zones

of most greenhouse gases. The nature of the relationship between the NO₂ concentration and the temperature of the Earth's surface during the warm period is shown in Figure 10. The intensity of nitrogen dioxide emission reaches maximum values in the temperature range from 13 to 19 °C, which is optimal. In the case of exceeding the soil temperature limit of 20 °C, the volume of emissions decreases significantly (see Figure 10). Therefore, excessively high values of the temperature of the earth's surface (soil) significantly limit the concentration of NO₂ in the atmosphere. The identified regularity indirectly indicates that the volumes of NO₂ emissions from soils and landscapes may exceed the volumes of its entry into the atmosphere due to man-made emissions and are mainly of biogenic origin.

The research program provided for the development of a map of the geospatial distribution of the areas of maximum concentrations of greenhouse gases within the warm period of years. Binary methods and topological overlay methods were used for this task, in particular, their most suitable types, namely intersect and union, which made it possible to obtain a highly informative cartogram (Figure 11). There is a clear territorial determination of the highest values of the concentration of greenhouse gases in two or three of them. Large areas of agricultural landscapes and traditionally dense placement of industrial production lead to significant volumes of emissions of gases of anthropogenic origin, including agrogenic. An additional determining factor for the increase in NO₂ and CO emissions is the military aggression of

the Russian Federation on the territory of Ukraine, the consequences of which form a tangible emission pool of greenhouse gases entering the atmosphere from man-made sources.

Therefore, the most emission-significant are the southern and southeastern territories of Ukraine with a powerful soil and resource potential, a significant share of industrial, energy, and other facilities, and favorable temperature conditions for the course of greenhouse gas emissions from the soil. The rest of the territory of Ukraine has a less significant potential for greenhouse gas emissions. However, throughout the territory, there are lands, soils, and water bodies that provide chemical and biological binding of carbon gas compounds (decarbonization of the atmosphere) and nitrogen gas compounds (nitrogen fixation).

CONCLUSIONS AND PERSPECTIVES OF FURTHER RESEARCH

The methodology for remote determination of the concentration of greenhouse gases in the atmosphere using the Copernicus Program — Sentinel-5P satellite system and the MOD11A2.061 Terra resource was improved, which provided for the following: remote determination of the concentration of greenhouse gases CH₄, CO, and NO₂, development of maps of the geospatial distribution of the determined concentration; carrying out a cartographic and analytical assessment of the formation of the pool of greenhouse gases, taking into account the data on the soil cover of Ukraine, the temperature regime of the territory and technogenic influences due to the high-intensity military conflict.

A set of cartograms of the geospatial distribution of the concentration of greenhouse gases CH₄, CO, and NO₂, and the temperature of the earth's surface dur-

ing the warm period (01.05—30.10) during 2019—2022 has been developed. The map of the geospatial localization of the maximum concentrations of greenhouse gases within the warm period of 2019—2022 contains data on zones of increased emission danger, which require the state to strengthen control over the volumes of gas inflows into the atmosphere.

It was established that for the warm period of the year on average for 2019—2022, the optimal temperature range, within which the intensity of nitrogen dioxide emission on the territory of Ukraine reaches maximum values, is from 13 to 19 °C. If the temperature of the earth's surface exceeds the value of 20 °C, the volume of emission emissions decreases significantly. A promising direction of research is the development of algorithms that automate calculations of greenhouse gas emission and sequestration volumes on agricultural land in absolute units, in particular, kg/m²/s and kg/ha/h.

In the future, it is expedient to use the obtained data to substantiate the deficit-free balance of carbon and nitrogen in soils in agricultural production and to minimize the negative effect of the greenhouse effect.

So, it should be stated that in Ukraine, there is a localized distribution of soils with different emission and evaluation status. It is obvious that soils should be evaluated in the context of two components: as a means of production of agricultural products (I) and as an important component of the biosphere, which ensures the emission and binding of greenhouse gases (II). A fairly important direction of improvement of land evaluation works can be the separate evaluation of soils according to the above-mentioned principle. At the same time, it should be understood that the specified feature should be taken into account already at the stage of land evaluation zoning of the territory.

REFERENCES

1. Apituley A., Pedernana M., Sneep M., Pepijn Veeffkind J., Loyola D., Hasekamp O., Lorente Delgado A., Borsdorff T. (2022). *Sentinel-5 precursor/TROPOMI Level 2 Product User Manual Methane*. Royal Netherlands Meteorological Institute, Ministry of infrastructure and water Management, 18. URL: <https://sentinel.esa.int/documents/247904/2474726/Sentinel-5P-Level-2-Product-User-Manual-Methane.pdf/1808f165-0486-4840-ac1d-06194238fa96> (Last accessed: 20.01.2024).
2. Benmebrouk L., Kaddour A., Mohammedi L., Achouri A. (2021). Chemical detection of certain greenhouse gases by the LIDAR Technique. *Asian J. Res. in Chemistry*. doi: <https://doi.org/10.52711/0974-4150.2021.00050>
3. Boesch H., Liu Y., Tamminen J., Yang, D., Palmer P. I., Lindqvist H., Cai Z., Che K., Di Noia A., Feng L., Hakkarainen J., Ialongo I., Kalaitzi N., Karppinen T., Kivi R., Kivimäki E., Parker R. J., Preval S., Wang J., Chen H. (2021). Monitoring Greenhouse Gases from Space. *Remote Sensing*, **13**(14), 2700. doi: <https://doi.org/10.3390/rs13142700>
4. Gupta P., Follette-Cook M. Question 13: *High Resolution NO2 Monitoring From Space with TROPOMI*. 2. URL: <https://appliedsciences.nasa.gov/sites/default/files/NO2Q&A%20Doc%20Session%202.pdf> (Last accessed: 20.01.2024).
5. Keppens A., Lambert J.-C. (Ed.). (2023). *Quarterly Validation Report of the Copernicus Sentinel-5 Precursor Operational Data Products #21: April 2018 – November 2023*. Copernicus Atmospheric Mission Performance Cluster Service, 21. URL: <https://mpc-vdaf.tropomi.eu/ProjectDir/reports/pdf/S5P-MPC-IASB-ROCVR-21.01.00.pdf> (Last accessed: 20.01.2024).
6. Kobayashi H., Shimota A., Kondo K., Okumura E., Kameda Y., Shimoda H., Ogawa T. (1999). Development and evaluation of the interferometric monitor for greenhouse gases: a high-throughput Fourier-transform infrared radiometer for nadir Earth observation. *Appl. Optics*, **38**(33), 6801. doi: <https://doi.org/10.1364/ao.38.006801>
7. Landgraf J., Lorente A., Langerock B., Kumar Sha M. (2023). *S5P Mission Performance Centre Methane [L2_CH4] Readme*, 4. URL: https://sentinels.copernicus.eu/documents/d/sentinel/s5p-mpc-sron-prf-ch4_v02-06-00_2-5_20231129_signed (Last accessed: 20.01.2024).
8. *FAO/UNESCO Soil Map of the World | FAO SOILS PORTAL | Food and Agriculture Organization of the United Nations*. Home | Food and Agriculture Organization of the United Nations. URL: <https://www.fao.org/soils-portal/data-hub/soil-maps-and-databases/faounesco-soil-map-of-the-world/en/> (Last accessed: 20.01.2024).
9. *Global Gas Concentration Maps*. GOSAT Data Archive Service. URL: <https://data2.gosat.nies.go.jp/gallery/L4B/concmap/concmap.html> (Last accessed: 20.01.2024).
10. *HARP manual – HARP 1.20.2 documentation*. URL: <https://stcorp.github.io/harp/doc/html/index.html> (Last accessed: 20.01.2024).
11. *MOD11A2.061 Terra Land Surface Temperature and Emissivity 8-Day Global 1km | Earth Engine Data Catalog | Google for Developers*. URL: https://developers.google.com/earth-engine/datasets/catalog/MODIS_061_MOD11A2#description (Last accessed: 20.01.2024).
12. *Orbit – Sentinel-5P Mission – Sentinel Online – Sentinel Online*. URL: <https://sentinels.copernicus.eu/web/sentinel/missions/sentinel-5p/orbit> (Last accessed: 20.01.2024).
13. *Overview | Mission – AIRS*. AIRS. URL: <https://airs.jpl.nasa.gov/mission/overview/> (Last accessed: 20.01.2024).
14. *Sentinel-5P Datasets in Earth Engine Earth Engine Data Catalog Google for Developers*. URL: <https://developers.google.com/earth-engine/datasets/catalog/sentinel-5p?text=sentinel%205p%20nrti> (Last accessed: 20.01.2024).
15. *Sentinel-5P OFFL CH4: Offline Methane Earth Engine Data Catalog Google for Developers*. URL: https://developers.google.com/earth-engine/datasets/catalog/COPERNICUS_S5P_OFFL_L3_CH4 (Last accessed: 20.01.2024).
16. *Sentinel-5P OFFL CO: Offline Carbon Monoxide Earth Engine Data Catalog Google for Developers*. URL: https://developers.google.com/earth-engine/datasets/catalog/COPERNICUS_S5P_OFFL_L3_CO (Last accessed: 20.01.2024).
17. *Sentinel-5P OFFL NO2: Offline Nitrogen Dioxide Earth Engine Data Catalog Google for Developers*. URL: https://developers.google.com/earth-engine/datasets/catalog/COPERNICUS_S5P_OFFL_L3_NO2 (Last accessed: 20.01.2024).
18. *Sentinel-5P TROPOMI User Guide – Sentinel Online – Sentinel Online*. URL: <https://sentinel.esa.int/web/sentinel/user-guides/sentinel-5p-tropomi> (Last accessed: 20.01.2024).
19. *The Paris Agreement UNFCCC*. URL: <https://unfccc.int/process-and-meetings/the-paris-agreement> (Last accessed: 20.01.2024).
20. *The Top of the Atmosphere*. NASA Earth Observatory – Home. URL: <https://earthobservatory.nasa.gov/images/7373/the-top-of-the-atmosphere> (Last accessed: 20.01.2024).

Стаття надійшла до редакції 19.01.2024

Після доопрацювання 01.04.2024

Прийнято до друку 02.05.2024

Received 19.01.2024

Revised 01.04.2024

Accepted 02.05.2024

П. І. Трофименко, проф. каф. геоінформатики, доц., д-р с.-г. наук

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-7692-5785>

E-mail: trofimenkopetr@ukr.net

В. І. Зацерковний, проф., зав. каф. геоінформатики, д-р техн. наук

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-2346-9496>

E-mail: vitalii.zatserkovnyi@gmail.com

Л. О. Кокоса, студ.

ORCID: <https://orcid.org/0009-0003-6131-7431>

E-mail: kokoshalina@gmail.com

Навчально-науковий інститут «Інститут геології»

Київського національного університету імені Тараса Шевченка

вул. Васильківська 90, Київ, Україна, 03002

ВИЗНАЧЕННЯ КОНЦЕНТРАЦІЇ ПАРНИКОВИХ ГАЗІВ В АТМОСФЕРІ ЗАСОБАМИ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ. КАРТОГРАФО-АНАЛІТИЧНА ОЦІНКА ГЕОПРОСТОРОВОГО ПОШИРЕННЯ ЇЇ ЗНАЧЕНЬ

В даній статті висвітлено питання удосконалення методології дистанційного визначення концентрації парникових газів в атмосфері з використанням супутникових систем Copernicus Programme — Sentinel-5P й MOD11A2.061 Terra, а також картографо-аналітичну оцінку її геопросторового поширення. Означена методологія передбачала: дистанційне визначення концентрації парникових газів CH₄, CO та NO₂, розроблення картограм поширення визначеної концентрації на території України, локалізацію ареалів формування інтенсивності емісії та секвестрації парникових газів з урахуванням даних про ґрунтовий покрив, абіотичних умов території та антропогенних впливів, зокрема військової діяльності.

Розроблено комплекс картограм геопросторового поширення значень концентрації парникових газів CH₄, CO та NO₂, температури земної поверхні в межах теплого періоду (01.05—30.10) протягом 2019—2022 рр., а також картограму геопросторової локалізації максимальних концентрацій парникових газів у межах теплого періоду часового інтервалу досліджень за результатами емісії з ґрунтів, ландшафтів, об'єктів виробництва та зон бойових дій.

Встановлено, що для теплого періоду року, у середньому за 2019—2022 рр., оптимальний температурний діапазон в межах якого інтенсивність емісії двоокису азоту на території України набуває максимальних значень становить від 13 до 19 °С. У випадку перевищення температури земної поверхні значення 20 °С, обсяги емісійних викидів істотно зменшуються.

Показано, що на території України в межах теплого періоду поширено ґрунти з різним емісійно-оціночним статусом. На Півдні та Південному Заході держави переважають ґрунти з найвищою емісійною здатністю метану до атмосфери, зокрема Jc49-1/3a — Calcic Fluvisols, Lg54-1a — Gleyic Luvisols, Kh31-2a — Haplic Kastanozems, Gh23-3a — Humic Gleysols.

У великих містах, а також на територіях Південного Сходу України, де поширено нормальні чорноземи (Ch22-2a) / (чорноземи звичайні), формується максимальна концентрація NO₂ у атмосфері, яка зумовлена впливом високої температури земної поверхні та локалізованими наслідками військової агресії росії.

Виявлено, що за останні чотири роки намітилися тенденція зниження концентрації CO, що опосередковано свідчить про негативний вплив воєнної агресії росії, зниження промислового виробництва та релокацією виробничих потужностей на захід держави.

Ключові слова: ДЗЗ, парникові гази, ґрунти, емісія, секвестрація, ландшафти, картографо-аналітична оцінка.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.04.048>

A. BENALI, Ph.D., Assistant Professor

ORCID:0000-0002-8989-755X

E-mail: benabdel0305@gmail.com, abdelali.benali@univ-usto.dz

Automatic Departement, University of Sciences and Technology of Oran Mohamed BOUDIAF
1505 El M'naouer Oran, Algeria

WATER BODIES EXTRACTION USING MATHEMATICAL MORPHOLOGY

The management of water resources is vital for maintaining the world's ecosystems. Conventional methods of extracting water bodies remain very limited due to the complexity of the implementation. This leads to a reduction in the extraction precision. Our main objective is to improve the detection of water bodies. We tested the accuracy of our method on the Sentinel-2 Dataset that contains images with different complexity levels and heterogeneous structures like shadows, roads, buildings, etc.

This article presents an original method that implements the idea of separating the three-component RGB image matrices and then processing only the green matrix because it contains all water bodies with high precision. Our method is based mainly on the mathematical morphology. Firstly, we propose a simple and fast binary algorithm to detect the maximum of water bodies existing in the images. This step was carried out using the Hit-or-Miss Transform. The second step exploits applying the Top-Hat Transform to refine the segmentation result. By comparing our method with several currently used methods, we notice that our method improves the quality of segmentation and gives excellent results, which exceed 95% for all the metrics used to calculate the classification quality in the purview of remote sensing. The error obtained with our method remains less than 1 %. We can affirm that our method is very suitable for detecting bodies of water compared to all current methods.

Keywords: water bodies, remote sensing, mathematical morphology, RGB, classification.

1. INTRODUCTION

Water is essential for the survival of the human race, as well as nature. It provides essential ecosystem goods and services, preserves the balance of the earth, and supports economic development and the environment. Earth observation through satellites is now the main means of monitoring land plans.

Arash M. R. et al. [1] proposed a novel robust augmented normalized water index (ANDWI) using a solid line, RGB, NIR, and SWIR1-2 with dynamic thresholding (Otsu) method to improve the performance of ANDWI. Billson J. et al. [2] propose a solution to extract water bodies with a new ap-

proach of pixel category transplantation (PCT) for data augmentation. Bingxin B. et al. [3] developed a water flow method based on negative Bayesian distribution. This method determines the relationship between unconnected waters and does not rely on topographic data. Duan Y. et al. [4] use GaoFen-1D satellite data from Wuhan, Hubei Province, China, to extract water bodies with a new lightweight CNN named Lightweight Multi-Scale Land SurfaceWater Extraction Network (LMSWENet).

George B. et al. [5] proposed an improvement of the predictions made by the DeeplabV3+ model with a technique based on two-dimensional variational mode decomposition (2D-VMD). Gujrati A. et al.

Цитування: Benali A. Water bodies extraction using mathematical morphology. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 4 (149). P. 48–57. <https://doi.org/10.15407/knit2024.04.048>

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

[6] used the k-means cosine distance algorithm to detect and classify bodies of water according to their colors. Guru Prasad M. S. [7] trained the dataset downloaded from Kaggle with a deep CNN MSAA-Net hosted on TensorFlow. Hongye C. et al. [8] examined long-term changes in the open waters of the river basin from 2000 to 2020 using the Google Earth Engine (GEE) cloud platform to process 26,681 high-quality Landsat images. Jagruth K. [9] used mathematical morphology applied to pixel detection to detect water bodies. The problem of a method of this type is the slowness of the process. Jikang W. and Bin Y. [10] attempted to perform rapid and automatic water extraction over large areas using thermal infrared bands as input with a light detection neural network (EDCM) combined with an image classification model with a semantic segmentation model. They finally used the training of various models using lightweight convolutional networks to extract more data. Junjie L. et al. [11] used the technique of transitioning from label-free learning to noise-free learning.

Kalaivani K. et al. [12] used spatial frequency-based unattenuated wavelet transform (UDWT \rightarrow SF) fusion to remove spectral information from images effectively. Then, they developed an efficient sub-pixel classification system using several prediction methods based on spectral characteristics. Kale S. et al. [13] reviewed the state of the art on water body extraction methods to predict the location of water resources. Lifu C. et al. [14] proposed a DNN framework for water body detection which consists of three parts: a water body extraction network with four pillars, a hybrid local and global association module (LGMA) for bone analysis, and activation of specific semantic categories, and a mapping module (SSAM) used for the high-level publishing process. Linrong L. et al. [15] used CDWI to improve water body extraction and removed shadows using SDWI. Liumeng C. et al. [16] work on monitoring the spatio-temporal characteristics of water bodies and studying the dynamic and regional effects of surface water changes. Liu Q. et al. [17] proposed detecting bodies of water using a method based on sparse superpixels (SSWE). Luo Y. et al. [18] used a generative adversarial network (GAN) to improve the characteristics of tiny water bodies, and they introduced band pooling into

the DeepLabv3+ network for better extraction of water bodies.

Nguyen T. and Filipe A. [19] created a new global flood index with a resolution of 3 arcseconds based on ground data from the MERIT repository using neural networks. Parajuli J. et al. [20] developed a novel attentional dense convolutional neural network (AD-CNN) to help discover deeper features and dynamically emphasize the most relevant spatio-spectral features for water pixel classification. Sharma D. et al. [21] use principal component analysis (PCA) with thresholding to segment binary classes. Then, they apply erosion to improve the detection of water bodies. Suhail A.T. et al. [22] developed a simple and effective method for detecting bodies of water based on the Marr-Hildreth method merged with Canny Edge. Sunandini G. et al. [23] developed a comparative study on the performance of the DeepLabv3+ model with ASPP and without ASPP for the segmentation of water bodies. Wenxue X. et al. [24] used the Google Earth Engine (GEE) platform to create an annual water map in Shandong Province from 1990 to 2020 to analyze the distribution and change of surface water. Xue W. et al. [25] propose extracting water bodies using a model called a dense coordinate feature concatenation network. Xu N. et al. [26] used all data available on Google Earth Engine to detect water bodies across Australia.

Benkesmiaa Y. et al. [27] studied the water level changes (SWE) in Grand Sebkhia, Oran (GSO), a wetland located on the border of the city of Oran. Youzhi L. et al. [28] developed a method based on multilevel filtering to minimize noise pixels and then extract water surface pixels using a modified alpha form to derive water level elevation. Yuanhui Z. et al. [29] used data from Research on Science and Climate Change (GRACE) and the Global Land Data System (GLDAS) to analyze changes in groundwater and surface water (GSW) bodies in Canadian provinces between 2002 and 2016. Zhang Z. et al. [30] consider pixel intensity and spatial correlation between neighboring pixels using deep learning-based models for water body extraction. Other researchers like Rishikeshan C. A. and Ramesh H. [31] have used mathematical morphology for Shoreline detection. The use of mathematical morphology in image processing allows one to reduce processing time.

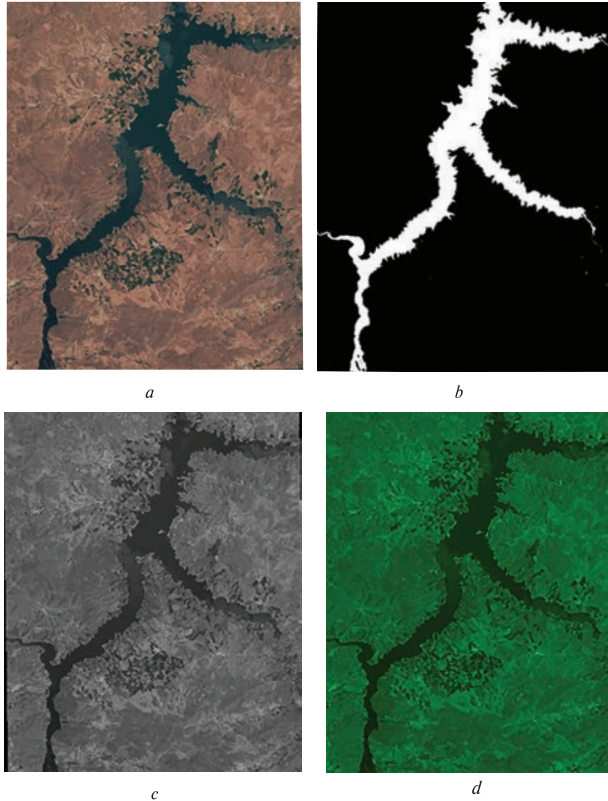


Figure 1. Images used as input: *a* — original satellite image, *b* — the mask image, *c* — the gray scale image for the green matrix, *d* — the green matrix image

The originality of our work lies in the separation of three RGB spectral components of the satellite image and the subsequent application of individual processing for the Green matrix only. We decided to use mathematical morphology because it is simple to implement, effective in providing a good detection rate, and, above all, allows us to reduce processing time.

2. DATA USED

To evaluate the effectiveness of our method, we prepared 100 complex images from the Sentinel-2 database that we downloaded from Kaggle, the data was collected via the Sentinel-2 API. The images have been pre-processed using Rasterio software. The images show different types of water bodies in different regions. Each of these images is accompanied by a black-and-white mask where white color represents water, and black represents non-aquatic regions. The generation of masks was carried out by calculating

the NDWI (Normalized Difference Water Index) derived from bands 8 and 3 of the satellite, which is frequently used to detect and measure vegetation in satellite images, but for bodies of water, we used a higher threshold.

Figure 1 shows the input images used in our method to extract water bodies.

The three RGB matrices of the original image are separated. We keep only the Green matrix because it is better suited for detecting water bodies. We then apply our method to the grayscale image of the Green matrix.

3. METHODS

This article presents a new unsupervised method based on mathematical morphology operators for automatically extracting water bodies from satellite images. The different steps of our method are illustrated in the flowchart presented in Figure 2.

3.1. To remove the majority of pixels from non-aquatic regions, we apply a Top-Hat Transform (TH) as follows:

a. Morphological closure applied to the original image.

b. Subtract between the initial image and the result of the first step.

$$I_f = I \cdot E = (I \oplus E) \ominus E, \quad (1)$$

$$I_{\text{chf}} = I - I_f, \quad (2)$$

with: I_f — result of the morphological closing applied to the initial image (I), \oplus — the dilation operator, \ominus — erosion operator, I — the initial image, E — the structuring element.

3.2. To eliminate non-important structures such as buildings, roads, or trees, we applied hysteresis thresholding.

$$I_{\text{low}} = \begin{cases} 1 & \text{pour } I \geq \text{Slow}, \\ 0 & \text{pour } I < \text{Slow}, \end{cases} \quad (3)$$

$$I_{\text{high}} = \begin{cases} 1 & \text{pour } I \leq \text{Shigh}, \\ 0 & \text{pour } I > \text{Shigh}, \end{cases} \quad (4)$$

$$I_t = I_{\text{low}} * I_{\text{high}}, \quad (5)$$

with: I_{low} — the resulting image after applying the low threshold, I_{high} — the resulting image after applying the high threshold, I_t — the resulting image after the application of hysteresis thresholding.

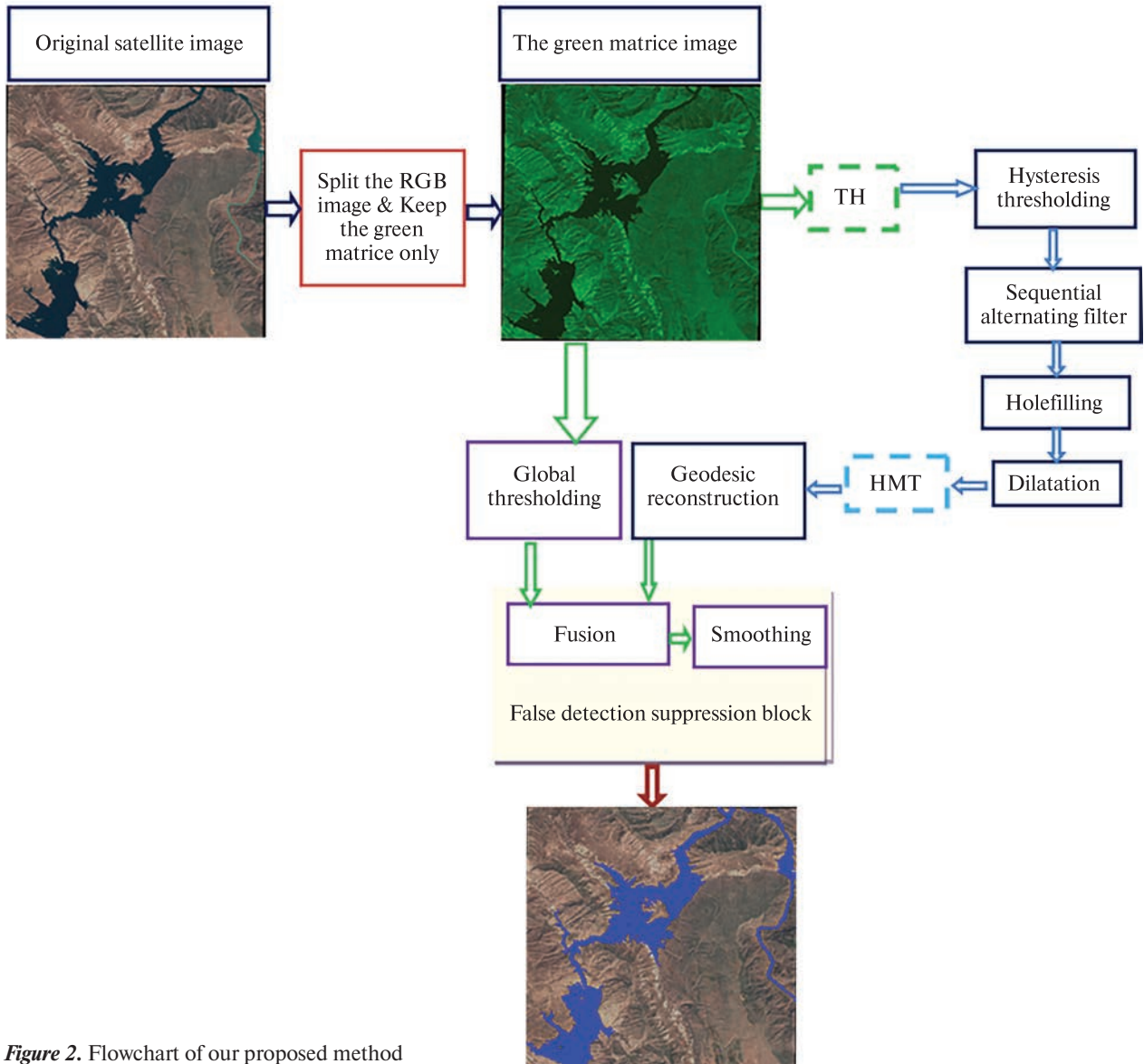


Figure 2. Flowchart of our proposed method

3.3. For noise elimination, we used a sequential alternating filter. Alternating filters are obtained with combinations of closings (\bullet) and openings (\circ):

$$\varphi_k(I_t) = (I_t \bullet B_k) \circ B_k, \quad (6)$$

$$I_{f_k}(I_t) = \varphi_k \varphi_{k-1} \dots \varphi_1(I_t), \quad (7)$$

with: B — structuring element of the filter, K — the filter size, I_f — the resulting image is obtained by sequential alternating filtering.

3.4. The hole-filling process is achieved in four stages. They are the next :

- Complementation of the initial binary image.
- Labeling connected components to distinguish between the objects of interest.
- Assigning the value of 0 to the pixels of these regions.
- Complementation of the result to recover segments of our class of water bodies.

3.5. The last step of preprocessing is the application of dilation to correct deformations generated by the different morphological operators, which can distort the shape of the regions belonging to the water

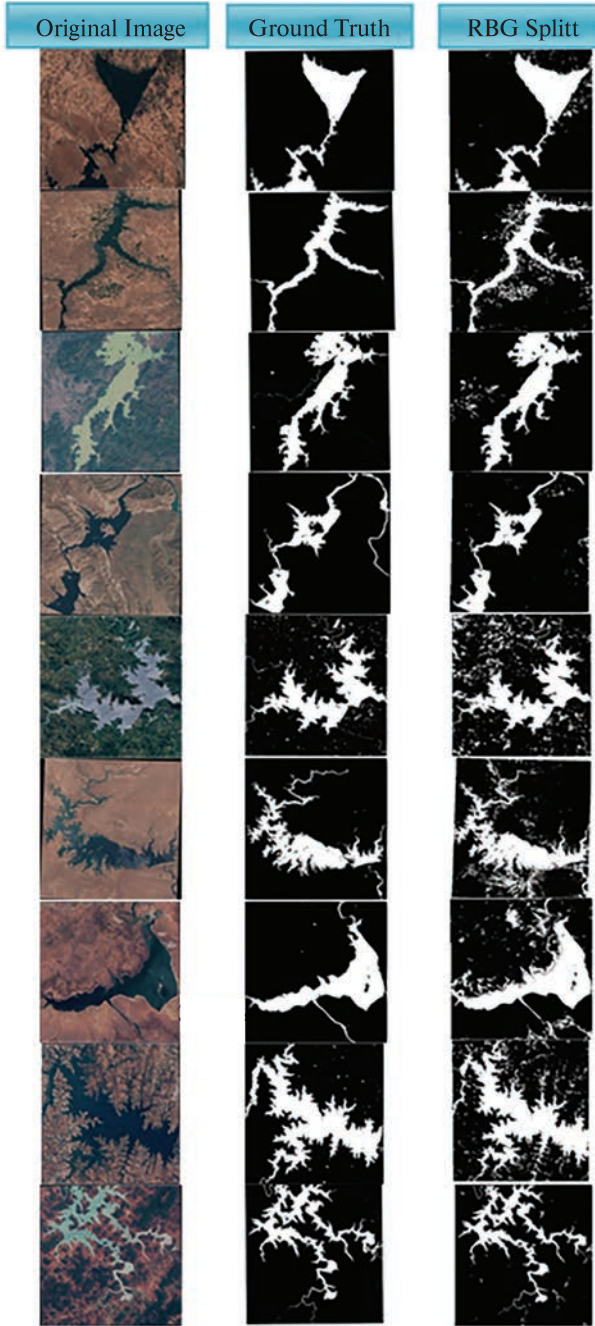


Figure 3. Results of water body extraction for images from the Sentinel-2 dataset

bodies' class and possibly cause the loss of some areas of water bodies of our class.

$$I_d = I \oplus E, \quad (8)$$

with: I_d — the result obtained after applying dilation. \oplus — the dilation designator.

3.6. The extraction of water bodies is carried out using the Hit-or-Miss Transform (HMT):

$$A \otimes (E, F) = (A \ominus E) \cap (A^c \ominus F), \quad (9)$$

with: \otimes — the Hit-or-Miss Transform designator, \ominus — the erosion designator, E, F — the structuring elements.

The transform consists of extracting all the regions of the water-bodies class whose size varies between the size of the structuring element E and that of F .

3.7. Restoration of the shapes of water bodies by geodesic reconstruction. The distortion of water body shapes is significant after applying HMT, which requires us to apply a reconstruction step to restore the original shapes of water bodies.

The reconstruction requires a marker image that corresponds to the result obtained by the HMT. A succession of dilations is applied to the marker image. Finally, the result obtained will be conditioned by the I_e mask.

$$I_{rec} = \left(I_{hmt} \oplus_{I_{smo}} C_i \right)^\infty \quad (10)$$

With an application of conditional dilation until the result of the transformation is invariant:

$$I_{hmt} \oplus_{I_{smo}} C_i = \left(I_{hmt} \oplus C_i \right) \cap I_{smo}, \quad (11)$$

with: I_{rec} — result of geodesic reconstruction, I_{hmt} — the HMT resulting image, C_i — the structuring elements of the geodesic reconstruction ($1 \leq i \leq 3$), I_{smo} — result after smoothing.

3.8. Block to remove extraction errors and false detections. Since we are using an unsupervised approach, we will have to construct a reference image by applying global thresholding. The result of our extraction method will be conditioned by the reference image to reduce false detections.

After the conditioning step, we will apply morphological smoothing to remove the remaining false detections.

$$I_{fus} = I_{rec} \cap I_{seg}, \quad (12)$$

with: I_{fus} — the resulting image from the fusion, I_{seg} — result of global thresholding.

3.9. The morphological smoothing

$$I_{smo} = I_{fus} \circ N = (I_{fus} \ominus N) \oplus N, \quad (13)$$

with: I_{smo} — result of applying smoothing on the conditioned image, N — structuring element.

The size of the structuring elements used in our method for all operations is chosen experimentally and varies for each of the images depending on the size of the water bodies existing in each image and depending on the background and especially the size of the trees, buildings, or road that need to be removed.

4. EXPERIMENTS AND RESULTS

We tested our method on the entire RGB image. Then, we tested our method on each of the RGB matrices separately. We found that the best extraction results for bodies of water were obtained with the Green matrix, given that the color of the regions belonging to the water-bodies class is very close to those existing in the green matrix.

We applied our method to the Sentinel-2 Dataset. Figure 3 illustrates the extraction results.

4.1. Accuracy assessment. Below, we give a comparative table showing the water body extraction results of our method compared to many other currently applied methods with the most popular evaluation criteria used in remote sensing.

$$\text{Precision} = \frac{TP}{TP + FP}$$

$$\text{Recall} = \frac{TP}{TP + FN}$$

$$F1 = 2 * \frac{\text{Precision} * \text{Recall}}{\text{Precision} + \text{Recall}}$$

$$OA = OA = \frac{TP + TN}{TP + FP + TN + FN}$$

$$IOU = \frac{TP}{TP + FP + FN}$$

$$PA = \frac{TN}{TN + FP}$$

$$UA = UA = \frac{TN}{TN + FN}$$

$$\text{Kappa} = \frac{OA - Pe}{1 - PE}$$

Table 1. Evaluation of extraction results with the most used criteria for remote sensing

	Jag21	Junj22	Jik23	Lin21	Lif23	Gur23	Jana22	Z/hj21	Yua22	Bic23	Yue21	Jos23	Gos23	Qin22	Wei21	Our Method
Precision	69.38	98.16				98.24			93.87		86.45	73.02	90			98.8
Recall	74.54	95.41				98.12	83				94.12	68.02	95			99.8
F1		96.76				98.66		90.21	94.72	47	90.14		92	94.7		99.3
PA			93.90	83.55	95.70						95.93			94.68		98.8
UA			96.01	99.97			89.66	98.4						95.05		99.8
OA	76.97		95.20	91.78		98.93								98.91	98.95	99.3
Kappa				84.61										94.2		98.6
Iou					91.91			83.31	93.16		82.05				90.12	98.6
Mean-Iou						97.26					88.53	75.42				98.6
Jaccard										34			86			98.6
ER											4.07					0.7
MPI											92.50					99.3

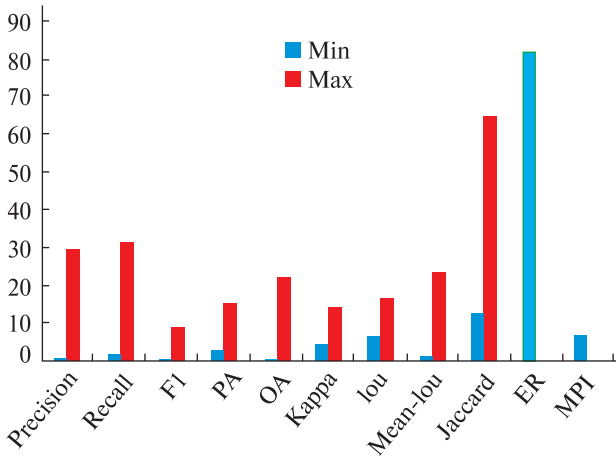


Figure 4. Improvement in results obtained with the different evaluation criteria for our method compared to other methods

Where:

$$Pe = \frac{(TP + FP) * (TP + FN) + (TN + FP) * (TN + FN)}{(TP + TN + FP + FN)^2}$$

$$Jaccard = \frac{TP}{TP + FN + FP}$$

$$ER = \frac{FP + FN}{TP + TN + FP + FN}$$

$$MP = \frac{1}{n+1} \sum_{i=0}^n \frac{TP}{TP + FP}$$

$$MIOU = \frac{1}{n+1} \sum_{i=0}^n \frac{TP}{TP + FP + FN}$$

where: *TP* — true Positive, *TN* — true Negative, *FP* — false Positive, *FN* — false Negative.

From Table 1, we can affirm that our method is better than other water body detection methods. Traditional algorithms and detection algorithms still cannot solve the problem of interference between regions belonging to the class of water bodies and buildings or roads.

During the process of extracting bodies of water, other algorithms appear to have misidentified many houses, roads, farms, and mountains as bodies of water. Indeed, bodies of water are sometimes found in high mountains.

As shown in Table 1, all evaluation criteria indicate that our method outperforms other methods in extracting water bodies.

The experimental results confirm that our method improved the extraction quality of water bodies.

5. DISCUSSION

From Figure 3, we observe that our method allowed us to extract almost all regions of the water-bodies class with low detection errors for almost all complex images.

In this work, we focused on two points. The first is to have high accuracy in detecting water bodies, and the second is to minimize the processing time.

The use of Mathematical Morphology allowed us to minimize the processing time compared to all current methods, especially those that use deep learning. Our method takes less processing time for large images because Mathematical Morphology is well suited for quickly processing large dimensional matrices.

Good detection was also guaranteed with the use of Mathematical Morphology applied to the green matrix because all the satellite images present water bodies that have a color close to the pixel intensity of the regions belonging to the planes class of waters existing in the green matrix, which allowed us to detect most bodies of water with a minimum of false detections.

The processing time for each image does not exceed 2 minutes, which is excellent for processing datasets containing a large number of images of large dimensions.

We calculated the rate of improvement of the factors for each of the evaluation criteria and constructed a comparative diagram to show the effectiveness of our method. From Figure 4, we observe that our method provides 0.5–29 % improvement in precision, 1.6–31 % improvement in recall, 0.6–9.2 % improvement in F1-score, 2.9–15.4 % improvement in PA, 0.35–22.4 % improvement in OA, 4.4–14.1 % improvement in Kappa, 6.7–16.7 % improvement in IoU, 1.3–23.5 % improvement in Mean-IoU, 12.7–65.5 % improvement in Jaccard, 82.8 % improvement in ER, and 6.8 % improvement in MPI.

With all the improvements in water-body detection, we confirm that our method yields better results than other existing methods.

6. CONCLUSIONS

The originality in this article is the use of the green matrix after the separation of the three RGB components of the image. We have carried out an unsupervised automatic extraction of water bodies from RGB satellite images and have applied our method to the Sentinel-2 Database.

We compared the accuracy of the results of our method with many current methods, especially those using deep learning. We found that our method requires less processing time and gives the best qualitative rate using most evaluation criteria used in the purview of remote sensing.

Our contribution allowed the detection of all regions belonging to the water bodies class existing in the images of our database, even water bodies existing in images with a complex background, without detecting roads, buildings, trees, etc.

The rate exceeded 95 % for almost all the evaluation criteria used, and the detection error is less than 1 %, which is excellent for the future of remote sensing, in particular for the extraction of water plan data.

From this perspective, we will use our method for road detection, and aim to combine it with deep learning and other thresholding techniques to achieve better results.

Declaration of Competing Interest: Benali Abdellali declares that he has no known competing financial interests or personal relationships that could have appeared to influence the work reported in this paper.

Data availability: Data will be made available on request.

Acknowledgments: The author would like to thank the anonymous reviewers for their valuable comments that substantially improve the quality of this paper.

REFERENCES

1. Arash Modaresi Rad, Jason Kreidler, Mojtaba Sadegh (2021). Augmented Normalized Difference Water Index for Improved Surface Water Monitoring. *Environmental Modelling & Software*, **140**, 105030—105076.
2. Billson Joshua, MD Samiul Islam, Xinyao Sun, and Irene Cheng (2023). Water Body Extraction from Sentinel-2 Imagery with Deep Convolutional Networks and Pixelwise Category Transplantation. *Remote Sensing*, **15**, No. 5, 1253—1270. <https://doi.org/10.3390/rs15051253>
3. Bingxin Bai, Yumin Tan, Gennadii Donchyts, Arjen Haag, Bo Xu, Ge Chen, Albrecht H. Weerts (2023). Naive Bayes classification-based surface water gap-filling from partially contaminated optical remote sensing image. *J. Hydrology*, **616**, 128791—128803.
4. Duan Yueming, Wenyi Zhang, Peng Huang, Guojin He, and Hongxiang Guo (2021). A New Lightweight Convolutional Neural Network for Multi-Scale Land Surface Water Extraction from GaoFen-1D Satellite Images. *Remote Sensing*, **13**, No. 22, 4576—4598. <https://doi.org/10.3390/rs13224576>
5. George Bichu, Sajith Variyar V. V, Sowmya V. and Sivanpillai Ramesh (2023). Performance Improvement of Water Body Segmentation by DeeplabV3+ Using Two Dimensional Variational Mode Decomposition. *10th Int. Conf. on Signal Processing and Integrated Networks (SPIN)*, Noida, India, 603—608. doi: 10.1109/SPIN57001.2023.10116311
6. Gujrati Ashwin, Jha Vibhuti Bhushan, Nidamanuri, Rama Rao, Singh. R. P. (2023). Satellite-based Optical Water Type Classification of Inland Waters Bodies of India. *Int. Conf. Machine Intelligence for GeoAnalytics and Remote Sensing (MIGARS)*, Hyderabad, India, 1—4. doi: 10.1109/MIGARS57353.2023.10064493
7. Guru Prasad M. Agarwal Jyoti, Christa Sharon, Aditya Pai H., Kumar M. A. and Kukreti Anand, Anurag Kukreti (2023). An Improved Water Body Segmentation from Satellite Images using MSAANet. *Int. Conf. Machine Intelligence for GeoAnalytics and Remote Sensing (MIGARS)*, Hyderabad, India, 1—4. doi: 10.1109/MIGARS57353.2023.10064508
8. Hongye Cao, Ling Han, Liangzhi Li (2022). Changes in extent of open-surface water bodies in China's Yellow River Basin (2000—2020) using Google Earth Engine cloud platform. *Anthropocene*, **39**, 100346—100359.
9. Jagruth K., V. Manikandan M., and Kumar Ravi Kant (2021). Water Body Identification from the Satellite Images using Color Component Analysis with Morphological Operations. *12th ICCNT (2021 - IIT - Kharagpur Kharagpur, India)*.
10. Jikang Wan and Bin Yong (2023). Automatic extraction of surface water based on lightweight convolutional neural network. *Ecotoxicology and Environmental Safety*, **256**, 114843—114854.
11. Junjie Li, Yizhuo Meng, Yuanxi Li, Qian Cui, Xining Yang, Chongxin Tao, Zhe Wang, Linyi Li and Wen Zhang (2022). Accurate water extraction using remote sensing imagery based on normalized difference water index and unsupervised deep learning. *J. Hydrology*, **612**, 128202—128216.

12. Kalaivani Kathirvelu, Asnath Vicly Phamila Yesudhas, Sakkaravarthi Ramanathan (2023). Spectral unmixing based random forest classifier for detecting surface water changes in multitemporal pansharpened Landsat image. *Expert Systems With Applications*, **224**, 120072–120086.
13. Kale Suhas, Gawali Bharti, Shafiyoddin Sayyad (2021). Extraction of Water Bodies in Godawari Basin from Satellite Images. *IEEE Int. India Geoscience and Remote Sensing Symp. (InGARSS)*, Ahmedabad, India, 141–144. doi: 10.1109/InGARSS51564.2021.9792088
14. Lifu Chen, Xingmin Cai, Jin Xing, Zhenhong Li, Wu Zhu, Zhihui Yuan, Zhenhuan Fang (2023). Towards transparent deep learning for surface water detection from SAR imagery. *Int. J. Appl. Earth Observation and Geoinform.*, **118**, 103287–103302.
15. Linrong Li, Hongjun Su, Qian Du, Taixia Wu (2020). A novel surface water index using local background information for long term and large-scale Landsat images. *ISPRS J. Photogrammetry and Remote Sensing*, **172**, 59–78.
16. Liumeng Chen, Yongchao Liu, Jialin Li, Peng Tian, Haitao Zhang (2023). Surface water changes in China's Yangtze River Delta over the past forty years. *Sustainable Cities and Society*, **91**, 104458–104474.
17. Liu Qingwei, Tian Yugang, Zhang Lihao, and Chen Bo (2022). Urban Surface Water Mapping from VHR Images Based on Superpixel Segmentation and Target Detection. *IEEE J. Selected Topics in Appl. Earth Observ. and Remote Sensing*, **15**, 5339–5356. doi: 10.1109/JSTARS.2022.3181720
18. Luo Yuanjiang, Feng Ao, Li Hongxiang, Li Danyang, Xuan Wu, Liao Jie, Zhang Chengwu, Zheng Xingqiang, Pu Haibo (2022). New deep learning method for efficient extraction of small water from remote sensing images. *PLoS ONE*, **17**(8), e0272317. <https://doi.org/10.1371/journal.pone.0272317>
19. Nguyen Thu-Hang, Filipe Aires (2023). A global topography- and hydrography-based floodability index for the downscaling, analysis, and data-fusion of surface water. *J. Hydrology*, **620**, 129406–129421.
20. Parajuli Janak, Ruben Fernandez-Beltran, Jian Kang and Filiberto Pla (2022). Attentional Dense Convolutional Neural Network for Water Body Extraction From Sentinel-2 Images. *IEEE J. Selected Topics in Appl. Earth Observ. and Remote Sensing*, **15**, 6804–6816. doi: 10.1109/JSTARS.2022.3198497
21. Sharma Deepa, Trapti Sharma and Jyoti Singhai (2021). Extraction of Water Bodies from Visible Color Satellite Images Using PCA Feature Map. *IEEE Int. India Geosci. and Remote Sensing Symp. (InGARSS)*, Ahmedabad, India, 1–4. doi: 10.1109/InGARSS51564.2021.9791857
22. Suhail Ahamed T., Nalini N. and Rimlon Shibi S. (2023). Edge Detection of Satellite Image for Water Body Identification using Marr -Hildreth Algorithm and comparing with Canny edge Detector Algorithm to Enhance Accuracy and Contrast. *Eighth Int. Conf. on Sci. Technology Engineering and Mathematics (ICONSTEM)*, Chennai, India, 1–5. doi: 10.1109/ICONSTEM56934.2023.10142577
23. Sunandini Gosula, Sivanpillani Ramesh, Sowmya V. and Variyar Sajith V. V. (2023). Significance of Atrous Spatial Pyramid Pooling (ASPP) in Deeplabv3+ for Water Body Segmentation. *10th Int. Conf. on Signal Processing and Integrated Networks (SPIN)*, Noida, India, 744–749. doi: 10.1109/SPIN57001.2023.10116882
24. Wenxue Xing, Bin Guo, Yingwu Sheng, Xingchao Yang, Min Ji, Ying Xu (2022). Tracing surface water change from 1990 to 2020 in China's Shandong Province using Landsat series images. *Ecological Indicators*, **140**, 108993–109001. <https://doi.org/10.1016/j.ecolind.2022.108993>
25. Xue Weibao, Hui Yang, Yanlan Wu, Peng Kong, Hao Xu, Penghai Wu, and Xiaoshuang Ma. (2021). Water Body Automated Extraction in Polarization SAR Images With Dense-Coordinate-Feature-Concate Network. *IEEE J. Selected Topics in Appl. Earth Observ. and Remote Sensing*, **14**, 12073–12087. doi: 10.1109/JSTARS.2021.3129182
26. Xu Nan, Yue Ma, Wenhao Zhang, and Xiao Hua Wang (2021). Surface-Water-Level Changes During 2003–2019 in Australia Revealed by ICESat/ICESat-2 Altimetry and Landsat Imagery. *IEEE Geosci. and Remote Sensing Lett.*, **18**, No. 7, 1129–1133. doi: 10.1109/LGRS.2020.2996769
27. Yamina Benkesmia, Moulay Idriss Hassani, and Cherif Kessar (2023). Variation of surface water extent in the great Sebkhia of Oran (NW of Algeria), using Landsat data 1987–2019: Interaction of natural factors and anthropogenic impacts. *Remote Sensing Appl.: Society and Environment*, **30**, 100953–100972.
28. Youzhi Li, Zhihua Mao, Zhengge Qiu, Kuifeng Luan, Bangyi Tao, Haiqing Huang, and Chunling Zhang (2023). Algorithm for Detection of Water Surface Height in UAV-Borne Photon-Counting LiDAR. *IEEE Geosci. and Remote Sensing Lett.*, **20**, 6500605–6500609.
29. Yuanhui Zhu, Soe W. Myint, Danica Schaffer-Smith, David J. Sauchyn, Xiaoyong Xu, Joseph M. Piwowar, and Yubin Li (2022). Examining ground and surface water changes in response to environmental variables, land use dynamics, and socio-economic changes in Canada. *J. Environmental Management*, **322**, 115875–115884.
30. Zhang Zhixin, Da Liu, Zhe Liu, Yanjun Qiao, Changan Zheng, and Yong Gan (2021). Deep learning based methods for water body extraction and flooding evolution analysis based on Sentinel-1 images. *7th Int. Conf. on Hydraulic and Civil Engineering & Smart Water Conservancy and Intelligent Disaster Reduction Forum (ICHCE & SWIDR)*, Nanjing, China, 191–195. doi: 10.1109/ICHCESWIDR54323.2021.9656266

31. Rishikeshan C. A., Ramesh H. (2017). A novel mathematical morphology based algorithm for shoreline extraction from satellite images. *Geo-Spatial Inform. Sci.*, **20**(4), 345—352. <https://doi.org/10.1080/10095020.2017.1403089>

Стаття надійшла до редакції 15.03.2024

Після доопрацювання 03.06.2024

Прийнято до друку 09.06.2024

Received 15.03.2024

Revised 03.06.2024

Accepted 09.06.2024

А. Беналі, д-р філософії, доцент

ORCID: 0000-0002-8989-755X

E-mail: benabdel0305@gmail.com, abdelali.benali@univ-usto.dz

Відділення автоматичної Обранської університету наук і технологій Мохаммеда Будіафа
1505 Ель Мнаур, Обран, Алжир

ВИЛУЧЕННЯ ВОДНИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ДОПОМОГОЮ МАТЕМАТИЧНОЇ МОРФОЛОГІЇ

Управління водними ресурсами є життєво важливим для збереження світових екосистем. Традиційні методи ототожнення водних об'єктів на зображеннях залишаються дуже обмеженими через складність реалізації. Це призводить до зниження точності ідентифікації. Наша основна мета — покращити виявлення водних об'єктів. Ми протестували точність нашого методу на наборі даних Sentinel-2, який містить зображення з різними рівнями складності та неоднорідними структурами, такими як тіні, дороги, будівлі тощо.

У статті представлено оригінальний метод, який реалізує ідею розділення трикомпонентних матриць RGB-зображень і подальшої обробки лише «зеленої» матриці, оскільки вона містить усі водні об'єкти з високою точністю. Наш метод базується в основному на математичній морфології. По-перше, ми пропонуємо простий і швидкий бінарний алгоритм для виявлення максимальної кількості водойм, що наявні на зображеннях. Цей крок було виконано за допомогою перетворення «влучив-не-влучив» (Hit-or-Miss Transform). На другому кроці для уточнення результату сегментації використовується перетворення Top-Nat для визначення максимальної кількості водойм. Порівнюючи наш метод з кількома методами, що використовуються в даний час, ми помітили, що наш метод покращує якість сегментації і дає відмінні результати, які перевищують 95 % для всіх метрик, що використовуються для розрахунку якості класифікації в галузі дистанційного зондування. Похибка, отримана за допомогою нашого методу, становить менш ніж 1 %. Можна стверджувати, що наш метод дуже добре підходить для виявлення водойм серед інших відомих методів.

Ключові слова: водойми, дистанційне зондування, математична морфологія, RGB, класифікація.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.04.058>
УДК 523.682.2 / .683/ .68-36 + 681.785.55

О. В. ГОЛУБАЄВ¹, нач. спостережної станції, наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-3265-5285>
E-mail: alexandr_sky1@ukr.net

А. М. МОЗГОВА², мол. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8490-4327>
E-mail: alenamozgova@ukr.net

¹ Науково-дослідний інститут астрономії Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна
Майдан Свободи 4, Харків, Україна, 61022

² Астрономічна обсерваторія Київського національного університету імені Тараса Шевченка
вул. Обсерваторна 3, Київ, Україна, 04053

КІНЕМАТИЧНІ ПАРАМЕТРИ, ФІЗИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТА ХІМІЧНИЙ СКЛАД ВИБРАНИХ МЕТЕОРНИХ ТІЛ

Вступ. Метеороїди, досягаючи Землі та вторгаючись у її атмосферу, створюють метеори. Кінематичні параметри, фізичні характеристики та хімічний склад спостережених метеорних тіл дають інформацію про властивості їхніх батьківських тіл — комет і астероїдів. З іншого боку, ці параметри можуть відображати фізичні умови перебування метеороїдів у різних ділянках Сонячної системи та поза її межами.

Методи. Метеорні дані, проаналізовані в роботі, отримані зі спостережень за допомогою автоматизованого відео-спектрального метеорного патруля Науково-дослідного інституту астрономії Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна. Методи метеорної астрономії та спектроскопії дають можливість визначити кінематичні параметри, фізичні властивості та хімічний склад досліджуваних метеороїдів.

Результати. У роботі представлено результати досліджень метеорів, яскравіших за 0^m , які були зафіксовані базисним способом і для яких виконано спектральні спостереження. Для вибраних 12 метеорів отримано координати метеорних радіантів на небесній сфері, параметри атмосферних траєкторій метеорних тіл, геліоцентричні орбітальні параметри на епоху J2000. За фотометричними даними визначено позаатмосферні маси метеороїдів. Проведено аналіз ототожнених емісійних ліній, виявлених у метеорних спектрах. Для цього застосовувалось програмне забезпечення, розроблене авторами роботи для обробки метеорних спектрів. Проведено якісний та кількісний аналіз хімічного складу метеорних тіл. Під час кількісного аналізу визначалися величини відносних інтенсивностей ліній Fe I-15, Mg I-2, Na I-1.

Висновки. Представлені в роботі кінематичні характеристики і елементи геліоцентричних орбіт вказують на те, що спостережені метеорні тіла належать метеорним потокам Персеїди, Леоніди, Південні Тауриди. Деякі метеорні тіла є спорадичними. Розраховані маси метеороїдів, хоч і мають варіацію значень, але в цілому узгоджуються з даними інших дослідників у інтервалі абсолютних значень яскравості метеорів $-2^m \dots +1.5^m$. Виявлено, що деякі з досліджених метеорних тіл мають незначний вміст заліза або натрію у своєму хімічному складі.

Ключові слова: метеор, метеороїд, геліоцентрична орбіта, маса, спектр, спектральні лінії, хімічний склад.

Цитування: Голубаєв О. В., Мозгова А. М. Кінематичні параметри, фізичні характеристики та хімічний склад вибраних метеорних тіл. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4 (149). С. 58—72. <https://doi.org/10.15407/knit2024.04.058>

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

ВСТУП

Згідно з офіційно визначеною термінологією метеором називається світлове явище і пов'язані з ним фізичні процеси, які є результатом швидкісного (від 11 до 72 км·с⁻¹) потрапляння метеороїда (продукту розпаду комет чи астероїдів) з космосу у газоподібну атмосферу Землі. Метеори найчастіше відбуваються на висотах 120...80 км, а іноді й вище 120 км.

Статистичне накопичення інформації про фотометричні параметри метеорів і кінематичні характеристики (швидкість, висота, параметри атмосферної траєкторії тощо) метеорних тіл із подальшим обчисленням геліоцентричних елементів орбіт метеороїдів здійснюється за допомогою базисних (одночасних двобічних або багатостанційних) метеорних патрулів, які дозволяють під час відео- або фотоспостережень перекривати значну частину атмосфери на висотах 80...130 км.

Кінематичні параметри, фізичні характеристики та хімічний склад спостережених метеорних тіл дають інформацію про властивості їхніх батьківських тіл — комет і астероїдів, а з іншого боку можуть бути проявом фізичних умов перебування у різних ділянках Сонячної системи, і навіть поза її межами. Наприклад, автори публікацій [5, 7, 10, 13, 17] вказують на наявність залежності складу хімічних елементів (особливо легких Na і K, а також Mg, Fe) у метеорних тілах від перигелійної відстані їхніх орбіт. Цей факт розглядається як результат теплового впливу (термічна десорбція) на метеороїди під час їхнього наближення до Сонця на невеликі відстані. Ця обставина вимагає проведення статистичного аналізу наявної бази спостережених даних і теоретичного обґрунтування знайдених закономірностей. З іншого боку, є можливість вивчення навколосонячної пилової речовини методами метеорної астрономії, зокрема методами наземних оптичних спостережень метеорів.

Метеорні дані, проаналізовані в цій роботі, було отримано зі спостережень за допомогою автоматизованого відео-спектрального метеорного патруля (АВСМП) Науково-дослідного інституту астрономії Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна. Детально ме-

тодику спостережень і обробки накопиченого спостережного матеріалу наведено у роботі [4]. У даній роботі для аналізу ми відібрали яскраві метеори (яскравіші за 0^m), які було зафіксовано базисним способом і для яких одночасно є дані спектральних спостережень. Такий комплексний набір спостережної інформації дає можливість визначити у повній мірі кінематичні параметри, фізичні характеристики та хімічний склад досліджених метеороїдів.

МЕТОДИ ТА СПОСТЕРЕЖЕННЯ

Повну інформацію про метеорний патруль подано в роботах [2, 4]. Зазначимо лише основні та важливі характеристики відеоспектрального спостережного комплексу. З метою всебічного вивчення метеорів було організовано два спостережні кореспондентні пункти. Перший розташований у Харкові на території НДІ астрономії, другий — на території Чугуївської спостережної станції НДІ астрономії. Геодезичні координати метеорних патрулів визначалися за допомогою GPS-навігаторів: «Харків» — широта місця $\varphi = 50^{\circ}00'09.94''$ пн. ш., довгота місця $\lambda = 36^{\circ}13'48.67''$ сх. д., висота місця над рівнем моря — 141 м; «Чугуївська спостережна станція» — широта місця $\varphi = 49^{\circ}38'28.61''$ пн. ш., довгота місця $\lambda = 36^{\circ}56'08.62''$ сх. д., висота місця над рівнем моря — 154 м. Відстань між оптичними приладами становить 64.76 км. Цього достатньо для надійного отримання кінематичних характеристик метеорних тіл.

Автоматизований відеоспектральний метеорний патруль (АВСМП) НДІ астрономії ХНУ імені В. Н. Каразіна — це оптично-електронний апаратний комплекс із застосуванням ССТV-відеокамер. Як детектори випромінювання використовуються ССТV-камери Watec WAT-902H2 ULTIMATE із частотою формування кадрів зображень 40 ± 0.1 мс⁻¹ та із часовою роздільною здатністю 20 мс (час формування півкадру) [1]. У таких камерах використовується CMOS-матриця ICX-249AL ExView розміром 1/2 дюйма. Фізичний розмір одного елемента матриці (пікселя) становить 8.6×8.3 мкм. За паспортними даними чутливість камери — 0.0001 Лк (з відносною діафрагмою $F/1.4$), співвідношення сигнал/шум

становить більше 46 дБ. Під час спостережень автоматичне підвищення яскравості відключене. Телевізійний тюнер із восьмирозрядним АЦП використовується для перетворення аналогового сигналу з камери у цифровий, який зберігається як відеофайл формату AVI. Усі камери оснащено об'єктивами Tamron 12VM1040 ASIR ($F = 10$ мм, відносна апертура $F/1.4$), які забезпечують поле зору $34.4 \times 25.8^\circ$. Отже, для розміру зображення 576×768 пкл, кутовий розмір одного пікселя становить $2.65'$. Оптичні пристрої метеороного патруля Чугуївської спостережної станції встановлені на екваторіальне монтування Sky-Watcher EQ6-R і працюють автоматично. У Харкові камеру встановлено стаціонарно у напрямку на інший спостережний пункт під кутом близько 70° до горизонту, що забезпечує базисні одночасні спостереження метеорів на лінійних висотах близько 100 км. Одну з камер метеороного патруля Чугуївської спостережної станції оснащено дифракційною ґраткою 500 штрихів/мм для спектральних спостережень. Захоплення відеозображення здійснюється автоматичним реєстратором метеорів UFOCapture (SonotaCo) [15]. Для прив'язки часу метеороних патрулів використовується GPS-модуль NEO-6M і програмна плата Arduino UNO, запрограмована на отримання GPS-сигналу (дата, час, геодезичні координати у системі WGS-84) та передачі цієї інформації на пульт управління метеороного патруля.

Для автоматизації процесу відеоспостережень, попередньої підготовки спостережного матеріалу до аналізу, для первинної фотометрії, розрахунків кінематичних параметрів і обчислень елементів геліоцентричних орбіт метеороних тіл ми використали програмне забезпечення UFOAnalyzerV2 і UFOOrbitV2, розроблене SonotaCo [15]. Дане програмне забезпечення є поширеним не тільки серед аматорів, але і серед спеціалістів у метеороній астрономії, тому що воно створене на високому професійному рівні і дозволяє швидко опрацьовувати великий об'єм відеоінформації під час спостережень (це сотні відеофайлів за сеанс спостережень, які потрібно проглянути і відсіяти файли з хибними сигналами). Методика обробки астроінформації, закладена у кодї про-

грамного пакету, є класичною, а точність результатів роботи ПЗ є коректною. Далі, для перевірки первинної обробки, контролю та необхідної корекції розрахунків кінематичних характеристик і елементів геліоцентричних орбіт метеороних тіл, уточнення попередніх фотометричних вимірів, детального аналізу самого метеора з точки зору фізики явища використовується пакет програмного забезпечення [1] власної розробки авторів даної роботи.

Для первинної обробки зображень метеороних спектрів, аналізу ототожнених емісійних ліній, виявлених у спектрах, розрахунків кількісного хімічного складу метеороїдів ми використовуємо програмне забезпечення AVSMP_Pro v1, розроблене також авторами цієї статті. Деталі про методику вимірювань та обчислень, закладену у вказаному ПЗ, приведено у роботі [4]. Програмний пакет автоматизує процес вимірювань і розрахунків та включає такі процедури: виділення корисного сигналу з фону шумів різної природи, корекції спектрограми за різноманітні геометричні і фотометричні спотворення оптико-електронними компонентами АВСМП, віднімання неперервного та атмосферного випромінювання, калібрування спектрограми за довжинами хвиль, оцінка ефективної температури метеороної плазми, віднімання від метеороного спектра смуг першої позитивної системи молекулярного азоту (N_2) атмосферного походження, розрахунок синтетичного спектру, ототожнення хімічних елементів у метеороному спектрі та визначення їхнього кількісного складу тощо.

У даній статі ми представляємо результати обробки базисних спостережень, фотометрії та кількісний аналіз спектрів вибраних 12 метеорів (яскравіших за 0^m), отриманих за допомогою АВСМП.

РЕЗУЛЬТАТИ

Кінематичні характеристики і геліоцентричні орбітальні параметри метеороїдів. Табл. 1—3 містять результати вимірювань та розрахунків координат метеороних радіантів, параметри атмосферних траєкторій метеороних тіл, геліоцентричні орбітальні параметри спостережених метеороїдів на епоху (J2000). Ці параметри вка-

зують на те, що спостережені метеори (табл. 4) належать метеорним потокам та їхнім батьківським кометам: Персеїди (109P/Swift — Tuttle), Леоніди (55P/Tempel — Tuttle), Південні Тауриди (2P/Encke). Деякі метеорні тіла не було ототожено з відомими метеорними потоками, тому є спорадичними.

Крім основних параметрів метеорів, до табл. 2 ми внесли дані про кутову висоту, на якій спостерігався кожен метеор. Ці значення викорис-

товувались для абсолютної фотометрії кривих блиску метеорів та під час процедури корекції метеорних спектрограм за екстинцію атмосфери як функції довжини хвилі. Також вище зазначалося, що спостерігається залежність концентрації елементів у хімічному складі метеорних тіл (особливо легких Na і K) від перигелійної відстані. Тому ми наводимо в табл. 3 перигелійні відстані для досліджуваних метеорних тіл як важливу характеристику.

Таблиця 1. Координати метеорних радіантів (J2000) (*MJD* — модифікована Юліанська дата, λ_{Sol} — довгота Сонця, α , δ — екваторіальні координати радіанта, V_g — геоцентрична швидкість)

#	Дата (UTC)	UTC	<i>MJD</i>	λ_{Sol} , град.	α , град.	$\Delta\alpha$, град.	δ , град.	$\Delta\delta$, град.	V_g , км/с	ΔV_g , км/с
1	2019-08-19	22:33:14	58714.94	146.3871	294.8	2.6	-14.3	3.8	10.2	1.9
2	2019-08-19	22:40:58	58714.95	146.3923	58.7	0.1	57.9	0.0	58.5	0.2
3	2019-08-20	19:25:49	58715.81	147.2240	327.0	0.2	80.4	0.1	38.4	0.2
4	2019-11-21	21:02:56	58808.88	238.9780	69.9	2.9	15.2	3.7	25.7	4.9
5	2019-11-24	03:56:13	58811.16	241.2894	156.8	0.3	19.1	0.7	67.6	1.0
6	2020-06-25	22:30:54	59025.94	94.5269	304.6	0.4	59.6	0.2	36.7	0.4
7	2020-08-07	21:15:50	59068.89	135.5270	31.3	0.5	23.2	0.5	63.0	1.2
8	2020-08-12	23:54:28	59074.00	140.4284	49.3	1.0	59.0	0.4	54.8	2.8
9	2020-08-12	23:55:35	59074.00	140.4291	48.9	1.1	58.2	0.2	57.1	1.4
10	2020-08-13	01:26:36	59074.06	140.4898	48.3	0.4	58.1	0.2	58.1	0.6
11	2020-08-16	00:32:34	59077.02	143.3360	53.6	27.2	62.0	11.0	39.0	21.4
12	2020-09-23	19:51:46	59115.83	180.9589	311.7	0.4	-17.9	1.0	9.5	0.6

Таблиця 2. Параметри атмосферних траєкторій метеорних тіл (V_∞ — позаатмосферна швидкість метеороїда, Z_R — зенітна відстань метеорного радіанту, $(\lambda_1, \varphi_1, H_1)$ і $(\lambda_2, \varphi_2, H_2)$ — геодезичні координати і лінійна висота метеорних тіл у початковий і кінцевий моменти спостережень явища)

№	V_∞ , км/с	Z_R , град.	Кутова висота метеора, град.	λ_1 , град.	φ_1 , град.	H_1 , км	λ_2 , град.	φ_2 , град.	H_2 , км
1	14.9	62.5	71	36.5737	49.7338	78.7	36.7392	49.8366	69.9
2	59.5	41.7	70	36.9743	50.0125	116.1	36.6346	49.8294	80.1
3	40.0	31.4	68	36.6472	49.9909	106.5	36.6099	49.863	82.6
4	28.2	35.6	77...78	36.837	49.5002	79.9	36.7493	49.6004	61.9
5	68.6	30.5	69...74	36.4947	49.7065	110.2	36.5	49.8056	91
6	38.4	13.5	74...78	36.6415	49.653	96.8	36.6099	49.6274	81.8
7	64.2	64.9	74...85	36.9252	49.6078	101	36.6037	49.5803	89.9
8	56.0	30.9	68...73	36.6661	49.8828	109.7	36.5147	49.8092	86.7
9	58.3	30.6	80...85	36.8782	49.725	110.5	36.7154	49.6496	85.9
10	59.2	18.4	82...83	36.9772	49.786	119.8	36.8511	49.7237	85.2
11	40.6	26.7	80...81	36.8776	49.7842	97.2	36.6382	49.6419	50.8
12	14.6	57.3	72...73	36.5182	49.5945	89.1	36.6074	49.7274	78.6

Маси метеорних тіл. В основі методики для розрахунку позаатмосферної маси (фотометрична маса) метеорного тіла лежить припущення, що у світність метеора переходить деяка частина його кінетичної енергії. Вважатимемо, що метеороїд має сферичну форму. Знехтуємо гальмуванням метеорного тіла і приймемо, що його швидкість (V , км·с⁻¹) у будь-який момент часу (t , с) під час руху у земній атмосфері дорівнює позаатмосферній швидкості (V_∞ , км·с⁻¹), виправлений за всі гравітаційні і геометричні спотворення, тобто $V = V_\infty = \text{const}$. Тоді фотометричну масу (m_{ph}) метеорної частинки у грамах можна оцінити за відомою спрощеною формулою:

$$4\pi I = -\tau \frac{V^2}{2} \frac{dm_{ph}}{dt}, \quad (1)$$

де I — сила світла (ерг·с⁻¹·ср⁻¹). У роботі використано коефіцієнт ефективного випромінювання $t = 0.002$ [6, 8, 16].

Найчастіше у сучасних каталогах метеорних спостережень, які можуть налічувати сотні тисяч метеороїдів з обчисленими кінематичними і орбітальними параметрами, не вказано мас метеороїдів, розрахованих за повною кривою блиску метеорів, обмежуючись лише значенням яскравості метеора у максимумі блиску. Це ускладнює можливість статистичного порівняння різних баз спостережень, коли йдеться про поширеність

у Сонячній системі речовини метеороїдів за їхніми масами та хімічним складом. Проте з рівнянь класичної теорії метеорної фізики у припущенні відомої моделі «А» метеора можна оцінити масу частинки за емпіричною формулою, запропонованою у роботі [18]. У монографії [3] це питання також розглянуто у систематизованому вигляді, де було отримано формулу на основі аналізу фотометричних мас яскравих метеорів і вважається, що дана формула дозволяє з достатньою точністю визначити початкові значення мас метеорних тіл (m_{emp}):

$$m_{emp} = \frac{1.62 \cdot 10^{25} \cdot 2.512^{-M_{max}}}{V_\infty^4 \cos Z_R}, \quad (2)$$

де m_{emp} — маса метеорної частинки у грамах, M_{max} — абсолютна зоряна величина метеора у максимумі блиску, V_∞ — позаатмосферна швидкість метеорної частинки (см·с⁻¹), Z_R — зенітна відстань радіанта.

У роботі [18] порівняння значень емпіричних мас, обчислених за формулою (2), із фотометричними масами для 170 метеорних тіл, показало, що у 80 % з них емпіричні маси відрізняються від фотометричних не більше, ніж удвічі, і ця різниця залежить від швидкості метеороїда. Емпіричні маси є нижньою межею мас частинок. Крім цього, припускається можлива залежність такої межі від хімічного складу метеороїдів.

Таблиця 3. Геліоцентричні орбітальні параметри (J2000) метеороїдів

(a — велика піввісь, q — перигелійна відстань, e — ексцентриситет, ω — аргумент перигелія, Ω — довгота висхідного вузла, i — кут нахилу орбіти, Δ — похибка визначення параметрів)

№	a , а. о.	Δa , а. о.	q , а. о.	Δq , а. о.	e	Δe	ω , град.	$\Delta \omega$, град.	Ω , град.	i , град.	Δi , град.
1	1.92	0.36	0.920	0.020	0.522	0.093	222.6	2.6	146.3878	2.1	1.0
2	5.64	0.65	0.933	0.001	0.835	0.018	146.0	0.5	146.3923	114.9	0.2
3	5.09	0.25	1.010	0.000	0.801	0.010	175.0	0.1	147.2240	65.4	0.1
4	1.73	14.16	0.396	0.071	0.770	0.123	112.1	6.0	58.9800	7.0	3.7
5	2.57	0.71	0.987	0.000	0.616	0.081	180.4	1.8	241.2902	164.3	1.1
6	6.01	0.98	1.013	0.000	0.832	0.025	186.9	0.5	94.5268	61.8	0.4
7	1.71	0.33	0.899	0.023	0.474	0.076	229.7	7.9	135.5270	161.3	0.9
8	2.81	39.67	0.926	0.023	0.670	0.181	141.8	9.0	140.4284	108.9	2.3
9	4.56	39.86	0.940	0.010	0.794	0.100	146.7	3.3	140.4292	111.7	1.0
10	7.21	39.09	0.949	0.003	0.868	0.049	149.7	1.2	140.4898	112.4	0.5
11	0.85	366.83	0.578	0.293	0.324	1.050	40.8	53.4	143.3360	87.5	37.0
12	2.54	0.26	0.965	0.003	0.620	0.039	205.6	1.2	180.1745	0.0	0.2

З урахуванням хімічного складу значення емпіричних мас можуть збільшитися у 1.5...2 рази. Тому ми мали на меті, крім іншого, перевірити коректність використання у подальших дослідженнях емпіричної формули (2) шляхом порівняння m_{emp} зі значеннями m_{ph} .

З іншого боку, ми припускаємо, що і у формулі (1) коефіцієнт ефективного випромінювання (τ) також має неявну залежність від хімічного складу метеорної частинки. Це припущення впливає з того, що за своїм фізичним змістом коефіцієнт ефективного випромінювання показує ту частину кінетичної енергії, яка витрачається на розігрівання та високотемпературне випаровування поверхневого шару метеорного тіла, тобто визначає термодинамічні і кінетичні властивості речовини метеороїда. Тому врахування хімічного складу метеорного тіла у формулі (1) може вплинути на значення обчисленої фотометричної маси. Але перевірити такі припущення можливо буде тільки після отримання статистично значущої кількості спектральних спостережень метеорів і моделювання їхніх кривих блиску з врахуванням спектральних спостережень, що є темою наступних досліджень.

У табл. 4 наведено результати розрахунків мас за формулами (1) і (2) для спостережених нами

Таблиця 4. До розрахунку маси метеорних тіл (M_{max} — абсолютна яскравість метеора у максимумі блиску)

№	Метеорний потік	M_{max}	m_{emp} , г	m_{ph} , г (Чугуїв)	m_{ph} , г (Харків)
1	Spo	1.2 ^m	2.36	0.57	(0.146)*
2	PER	-1.5	0.07	0.09	0.10
3	Spo	-0.3	0.10	0.05	0.10
4	STA	-0.2	0.38	0.97	(0.1)*
5	LEO	-0.9	0.02	0.03	0.04
6	Spo	0.4	0.05	0.05	0.09
7	Spo	-1.1	0.06	0.40	0.05
8	PER	-0.8	0.04	0.05	(0.02)*
9	PER	-1.1	0.04	0.05	0.06
10	PER	-0.1	0.02	(0.02)*	0.10
11	Spo	0.3	0.05	0.04	0.04
12	Spo	0.5	4.16	0.57	0.72

Примітка: * — залишкове значення маси, отримане за неповною видимою частиною метеора або за наявності хмарності під час спостережень.

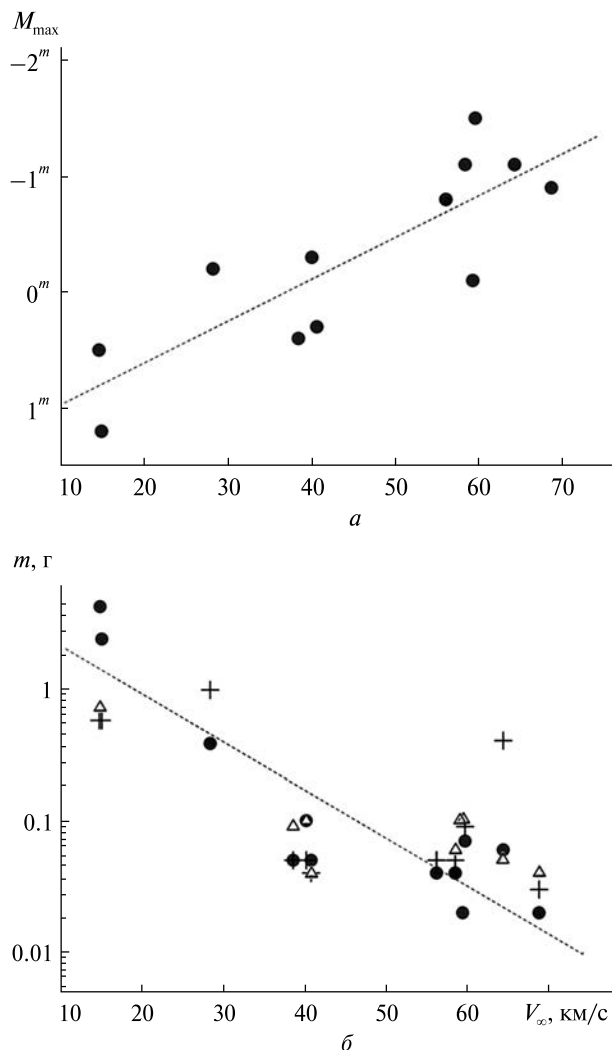


Рис. 1. Залежності від позаатмосферної швидкості V_{∞} метеорного тіла абсолютної зоряної величини M_{max} у максимумі блиску метеора (а) та маси m метеорного тіла (б), розрахованої за емпіричною формулою (2) (точки) та за формулою (1) (хрестики — дані Чугуївського пункту, трикутники — дані Харківського пункту)

вибраних 12 метеорних тіл. Фотометрична маса розраховувалася окремо за кривими блиску, отриманими зі спостережень на Чугуївській спостережній станції та НДІ астрономії у Харкові. Для візуалізації на рис. 1, а показано залежність M_{max} метеора від V_{∞} метеорного тіла, яка демонструє добре відому закономірність — яскравість метеора у максимумі блиску збільшується зі збільшенням значення V_{∞} метеорної частинки. На рис. 1, б

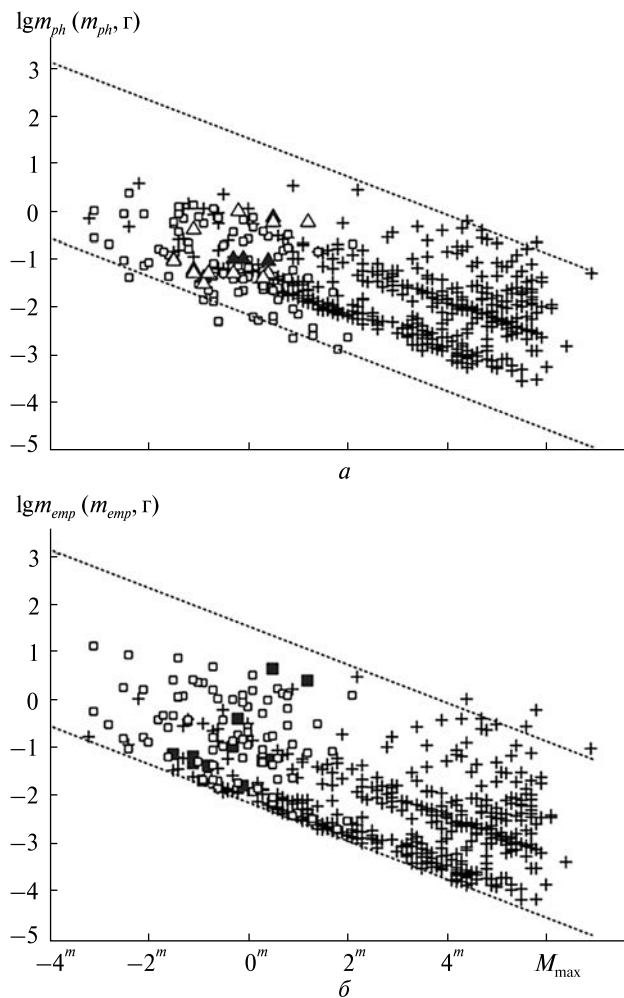


Рис. 2. Залежність фотометричної маси $lg m_{ph}$ (а) і емпіричної маси $lg m_{emp}$ (б) метеорних тіл від абсолютної зоряної величини метеора у максимумі блиску M_{max} : темні трикутнички — за даними АВСМП-Харків, світлі трикутнички — за даними АВСМП-Чугуїв, темні квадратики — емпірична маса (АВСМП), хрестики — каталог MSSWG [11]; світлі квадратики — каталог [17]. Пунктирні лінії — межі можливих значень мас метеороїдів

показано функціональну залежність маси метеороного тіла, розраховану за формулами (1) і (2), від його швидкості в атмосфері. Бачимо, що за виключенням кількох оцінок, у загальному випадку значення мас, розраховані за обома формулами, узгоджуються між собою. Але особливо велика різниця у значеннях мас m_{ph} і m_{emp} помітна для першого і останнього спорадичних метеорів, наведених у табл. 4. Причому значення m_{emp} значно

(у 4 і 6.5 разів відповідно) перевищують m_{ph} . Для цих метеорних тіл характерна дуже низька позаатмосферна швидкість ($V_{\infty} = 14...15 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$).

Залежність фотометричної маси m_{ph} спостережених за допомогою АВСМП метеорних тіл від абсолютної зоряної величини метеорів у максимумі блиску (M_{max}) зображено на рис. 2, а. Для порівняння на цю ж діаграму нанесено значення фотометричних мас метеорних частинок з Бази даних орбіт MSSWG (MSSWG Orbit Database) [11], яка містить відеодані про 3533 метеори від яскравих (-4^m) до досить слабких ($+7^m$) за спостереженнями з 3 січня 1983 року по 21 жовтня 2009 року з кількох станцій Робочої групи семінару з досліджень метеорів MSSWG (Meteor Science Seminar Working Group) у Японії [12]. До 1992 року група займалася базисними (двостанційними) фотоспостереженнями метеорів, а з 1993 року — телевізійними спостереженнями метеорів [14]. Для порівняльного аналізу з усього каталогу ми відібрали 464 метеори, для яких похибка положення радіантів і геоцентричної швидкості метеорних тіл не перевищувала 3 %, а значення ексцентриситету геліоцентричної орбіти $e < 1$. У каталозі вказано значення геоцентричної швидкості (V_g) метеороїдів, але вони мало відрізняються від V_{∞} , і тому це не впливає суттєво на результати статистичного порівняння з іншими каталогами. Крім цього, на рис. 2, а наведено дані з репрезентативного каталогу 84 метеорів (від $+2^m$ до -3^m), опублікованого в [17]. Каталог містить результати базисних спектральних (із низькою роздільною здатністю) відеоспостережень та вказано дані про фотометричні маси метеорних тіл.

Як видно з діаграми (рис. 2, а) значення мас метеороїдів, розраховані зі спостережень, отриманих за допомогою АВСМП, хоч і варіюють, але в цілому узгоджуються зі спостереженнями інших досліджень в інтервалі абсолютних значень яскравості метеорів $-2^m...+1.5^m$. Крім того, видно загальний зв'язок між абсолютною зоряною величиною метеора у максимумі блиску і масою метеороного тіла, але для одного і того ж значення яскравості метеора маса частинки може варіювати в залежності від швидкості у межах 3-4 порядків.

Залежність мас (m_{emp}) метеорних тіл, розрахованих за формулою (2), від абсолютної зо-

ряної величини метеорів показана на рис. 2, б. На рис. 2 пунктирними лініями позначено межі можливих значень мас метеороїдів в залежності від позаатмосферної швидкості метеорної частинки ($11 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1} < V_{\infty} < 71 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$) та зенітної відстані радіанта ($10^{\circ} < Z_R < 70^{\circ}$). Метеорні тіла з мінімальними швидкостями розташовуються ближче до верхньої межі, а з максимальними швидкостями — до нижньої. На обох діаграмах переважна частина точок розташована в однакових інтервалах меж, але добре помітним є систематичний зсув значень емпіричних мас частинок відносно значень фотометричних мас.

Рис. 3 демонструє залежність відношення m_{emp} / m_{ph} від позаатмосферної швидкості (V_{∞}) за даними різних каталогів. У діапазоні швидкостей $V_{\infty} > 25 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$ у каталозі АВСМП відношення m_{emp} / m_{ph} близьке до 1; для репрезентативного каталогу [17] $m_{emp} / m_{ph} \approx 2$; для каталогу MSSWG $m_{emp} / m_{ph} \approx 0.5$. У діапазоні швидкостей метеороїдів $V_{\infty} < 25 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$ маси m_{emp} і m_{ph} можуть відрізнитись на порядок. Суттєва різниця між каталогами у значеннях фотометричних мас, можливо, пов'язана з різними моделями вибору значення коефіцієнта τ ефективного випромінювання. Цей результат є важливим під час порівняння різних баз даних спостережень ме-

теорів, або наприклад, для моделювання кривих блиску метеорів з врахуванням хімічного складу, визначеного з метеорних спектрів.

Метеорні спектри. Для 12 досліджуваних у роботі метеорів отримано спектри (табл. 5). Однак для деяких з них спектри були виключені з ана-

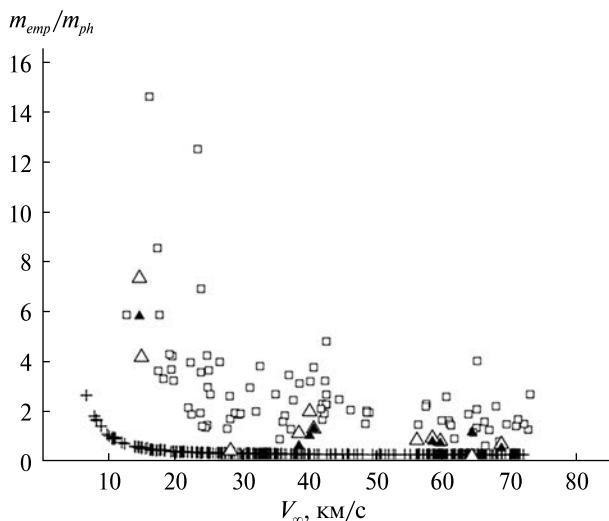


Рис. 3. Залежність відношення m_{emp}/m_{ph} емпіричної і фотометричної мас від позаатмосферної швидкості V_{∞} : темні трикутники — за даними АВСМП-Харків, світлі трикутники — за даними АВСМП-Чугуїв, світлі квадрати — каталог [17], хрестики — каталог MSSWG [11]

Таблиця 5. Хімічний склад метеорних тіл

№	Номер спектру у базі АВСМП	Якість спектру	$T_{\text{еф}}$, К	Mg I-2, %	Fe I-15, %	Na I-1, %	Тип спектру
1	0098	Дуже слабкий	—	—	—	—	—
2	0099	!	6337	41	23	36	Нормальні метеороїди
3	0104	!	6406	44	19	37	Метеороїди, бідні на Fe
4	0163	!	5971	37	32	31	Нормальні метеороїди
5	0181		6525	38	34	28	Нормальні метеороїди
6	0186		7123	54	15	31	Метеороїди, бідні на Fe
7	0220		6380	52	34	13	Метеороїди, бідні на Na
8	0286		5000	46	17	37	Метеороїди, бідні на Fe
9	0287	!	5594	44	23	32	Нормальні метеороїди
10	0299	!	6777	46	21	33	Нормальні метеороїди
11	0312	Дуже слабкий	—	—	—	—	—
12	0399	Вздовж лінії дисперсії	—	—	—	—	—

Примітка: $T_{\text{еф}}$ — ефективна температура метеорної плазми у максимумі блиску метеора, знаком «!» позначено яскраві спектри (зі значним рівнем сигнал/шум).

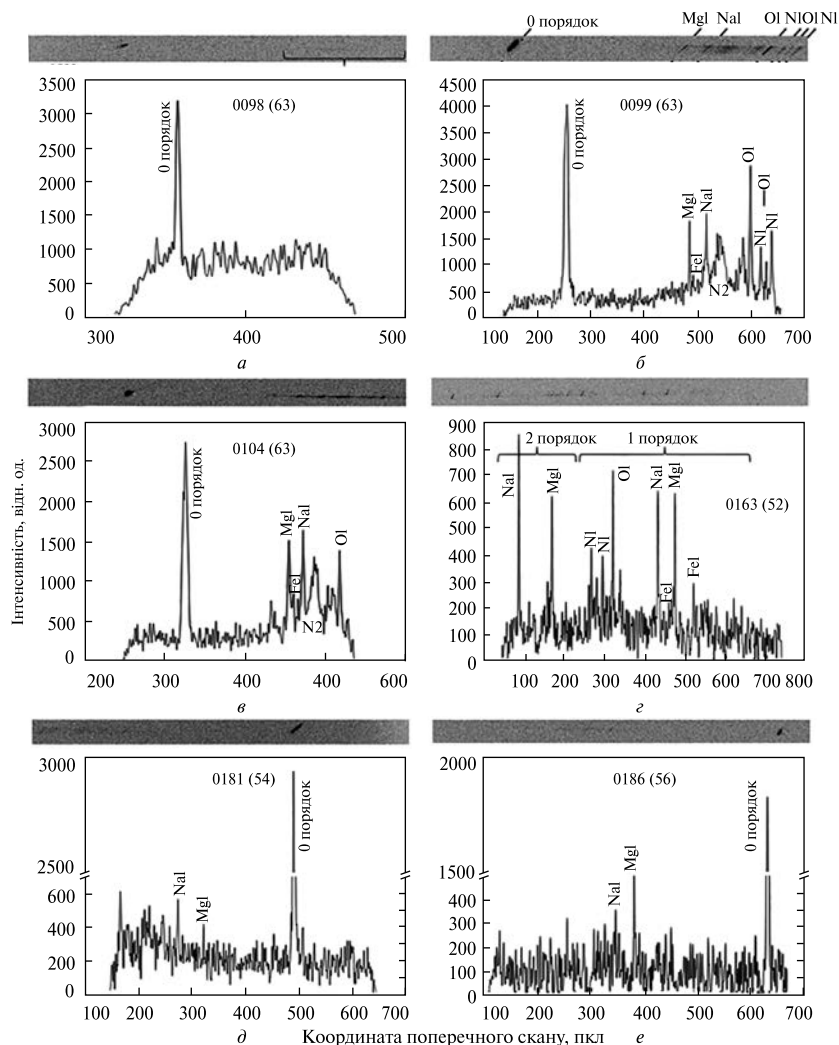


Рис. 4. Інтегральні поперечні скани фрагментів відео з метеорними спектрами у максимумі яскравості. Спектри показано з інверсією яскравості. Викид у яскравості відповідає нульовому порядку спектру. Вказано положення деяких найяскравіших ліній хімічних елементів у складі метеорного тіла. Дужками на зображеннях слабких спектрів показано їхні приблизні положення. Номери метеорів у базі даних спостережень АВСМП (у дужках — номер кадру відео зі спектром): *a* — 0098 (63), *б* — 0099 (65), *в* — 0104 (63), *з* — 0163 (52), *д* — 0181 (54), *е* — 0186 (56)

лізу через низьку якість зображення. Це метеорні спектри під номером 1, 11 і 12 у табл. 5. Спектри з низьким рівнем сигнал/шум потребують окремого вивчення та розробки методів виділення корисного сигналу з фону шумів. Знаком оклику «!» у таблиці позначені спектри зі значним рівнем сигнал/шум і які мають візуально чітко видимі спектральні лінії, що дає можливість впевнено провести позиційну прив'язку за довжинами хвиль в усьому отриманому спектрі ($\lambda\lambda$ 350...900 нм).

На рис. 4 представлено зображення фрагментів відео з метеорними спектрами у максимумі яскравості метеорів та їхні інтегральні поперечні скани. Для зручності сприйняття зображення спектрів показано з інверсією яскравості. Більш детально процедуру обробки метеорних спектрів описано у роботі [4]. Зазначимо тільки, що метеори переміщуються в полі зору спектральної камери під різними кутами до лінії дисперсії дифракційної ґратки, тому ми отримуємо спек-

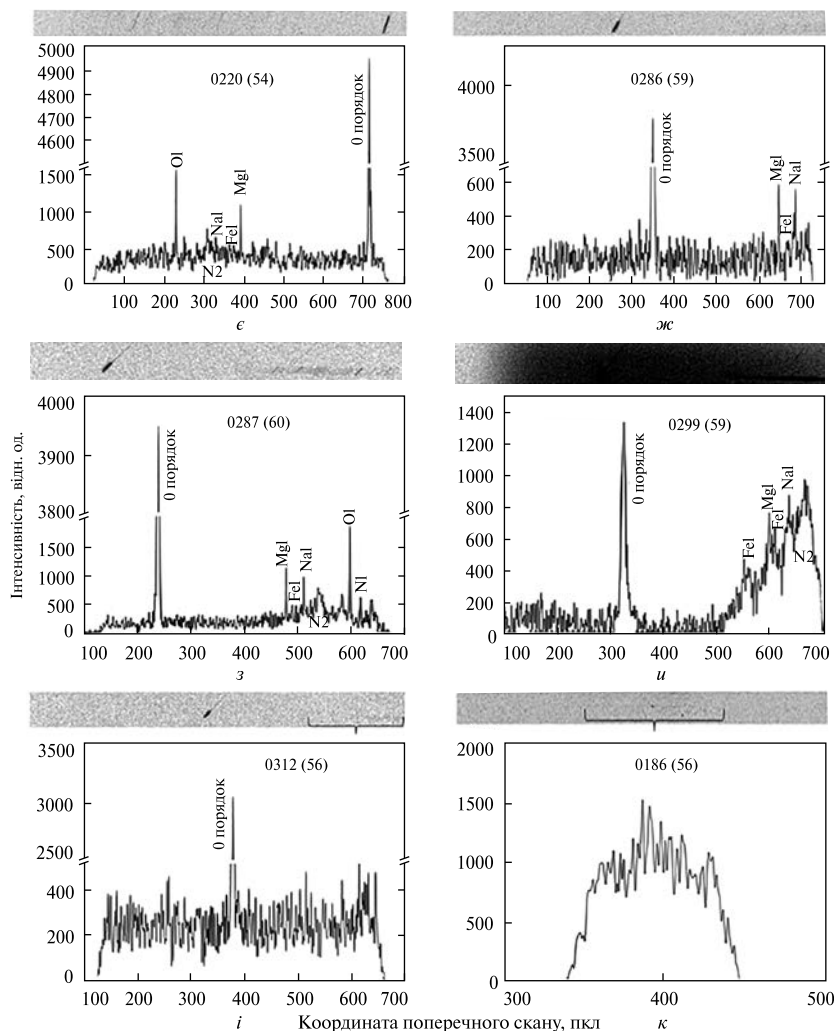


Рис. 4 (продовження): а — 0220 (54), б — 0286 (59), в — 0287 (60), г — 0299 (59), д — 0312 (56), е — 0186 (56)

три, у яких спектральні лінії нахилені під деякими кутами до осі абсцис в системі координат поля кадру. Для отримання дискретного поперечного скану оцифровується частина зображення зі спектром, повернутого на кут поздовжнього переміщення зображення метеора у полі кадру. Далі створюється інтегральний поперечний скан шляхом підсумовування значень яскравостей пікселів у кожному стовпці вибраної частини зображення. Отриманий скан апроксимується кубічним сплайном і гауссіаною для подальшого отримання спектрограм та наступної їхньої обробки (прив'язка за довжинами хвиль, про-

цедури корекції за фотометричні і геометричні спотворення, абсолютне калібрування спектрограми тощо).

Переважає більшість спектрів мають нульовий порядок зображення метеора, який проявляється у вигляді окремого викиду яскравості на поперечних сканах. Спектр метеора 0163 за базою даних спостережень АВСМП (табл. 5) містить спектр першого і частково другого порядку (рис. 4, г). На рис. 4, а, д, е, під зображенням спектрів дужкою вказано приблизні положення слабких спектральних ліній 1-го порядку. На зображенні спектра та інтегральному поперечному

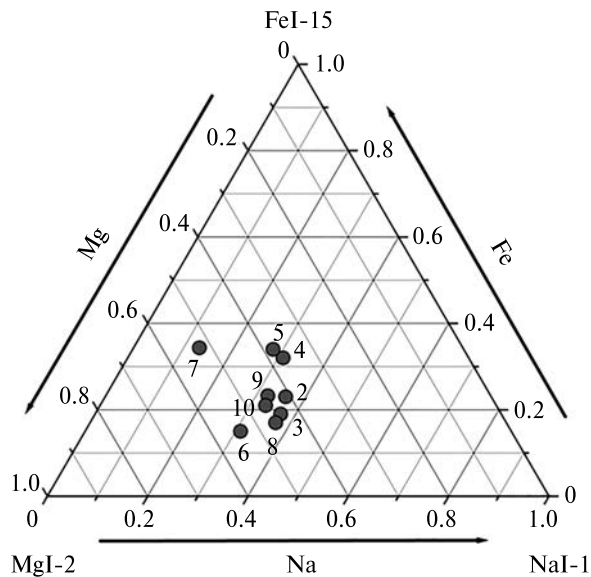


Рис. 5. Потрійний графік для мультиплетів Na I-1, Mg I-2 і Fe I-15 у дев'яти досліджуваних метеорних спектрах. Нумерація точок відповідає нумерації у табл. 5

скані (рис. 4, б) вказано положення деяких найяскравіших ліній хімічних елементів у складі метеорного тіла та земної атмосфери: Mg I, Na I, Fe I, N I, O I, смуги молекулярного азоту N₂.

Після отримання сканованого зображення метеорного спектру та його калібрування здійснюється детальна ідентифікація спектральних ліній з урахуванням різноманітних геометричних і фотометричних спотворень, виконується пошук нових емісійних ліній, визначаються їхні абсолютні інтенсивності, розраховуються фізичні параметри метеорних тіл і т. д. [4].

Визначення хімічного складу метеороїдів. Для якісного та кількісного аналізу хімічного складу метеороїда за його метеорною спектрограмою ми використовуємо синтетичний спектр, який розраховується за формулою:

$$I_{nr} = \frac{1}{4\pi} \frac{hc}{\lambda Z} N_0 g_n A_{nr} \exp\left(-\frac{E_n}{kT_{\text{еф}}}\right), \quad (3)$$

де I_{nr} — інтенсивність спектральної лінії, h — стала Планка ($6.625 \cdot 10^{-34}$ Дж·с), c — швидкість світла у вакуумі ($3 \cdot 10^8$ м·с⁻¹), k — стала Больцмана ($1.38 \cdot 10^{-23}$ Дж·К⁻¹), λ — довжина хвилі випромінювання, м, N_0 — загальна кількість атомів

цього елемента у випромінюючому об'ємі, g_n — статична вага рівня n , E_n — енергія збудженого верхнього стану, Z — сума за станами, A_{nr} — коефіцієнт Ейнштейна, $T_{\text{еф}}$ — ефективна температура, К.

Усі необхідні параметри для конкретної спектральної лінії взято з електронної Базис даних NIST ASD [9]. Припускається, що у метеорній плазмі виконуються умови локальної термодинамічної рівноваги. У такому випадку ефективна й електронна температури $T_{\text{еф}}$ і T_e будуть рівні за значенням, а отже, з формули (3) можна визначити загальну кількість атомів хімічного елемента у об'ємі, що випромінює. Змінюючи інтенсивність різних атомних синтетичних спектральних ліній метеора, атмосферного кисню й азоту, можна розділити на окремі спектральні лінії складні метеорні спектри з емісіями, що є сукупністю ліній різних хімічних елементів.

Ефективну температуру метеорної плазми ми оцінюємо методом спектральної пірометрії, що впливає з рівняння Планка, записаного через випромінювальну здатність:

$$\ln(\lambda^5 I_s) - \ln(\varepsilon C_1) = \frac{C_2}{\lambda T_{\text{еф}}}, \quad (4)$$

де I_s (Вт·см⁻²·мкм) — спектральна інтенсивність випромінювання на довжині хвилі l (мкм), $C_1 = 37418$ Вт·мкм⁴·м⁻², $C_2 = 14388$ мкм·К, $T_{\text{еф}}$ (К) — температура, що визначається, ε (Вт·м⁻²·м⁻¹) — випромінювальна здатність.

Температуру обчислюють за тими спектральними діапазонами, де спектри подібні до планківського спектру, і їх можна апроксимувати функцією Віна (короткохвильова частина функції Планка). У цьому випадку, якщо прийняти $\varepsilon = \text{const}$, спектрограма метеора будується у координатах Віна. Кожен спектр представляється в координатній площині (x, y) , де $x = \ln(\lambda^5 I)$ і $y = C_2/\lambda$. Нахил спектрограми у таких координатах прямо дає значення ефективної температури метеорної плазми. Ділянки спектрограми із сильно зашумленими значеннями сигналу або спотворені спектральними смугами першої позитивної системи молекулярного азоту (N₂), вилучаються з розрахунків. Визначені таким спо-

собом ефективні температури у максимумі блиску для різних метеорів приведено у табл. 5.

Знайдена загальна кількість атомів певного хімічного елемента у випромінюючому об'ємі дає можливість розрахувати відносні значення концентрацій Fe, Mg, Na, Ca, Si тощо, а отже, визначити, до якого загального класу (залізний, залізо-силікатний чи силікатний) належить метеороїд. Але потрібно зауважити, що описана методика кількісного аналізу хімічного складу метеорного тіла належить до безеталонного методу, коли розрахунки дуже чутливі до точності визначення температури. У такому випадку по-

хибки абсолютних значень концентрацій елементів можуть досягати десятків відсотків (в окремих випадках понад 30...50 відсотків). Тому питання безеталонного методу визначення хімічного складу метеорних тіл ще потребує подальшого вирішення.

Як альтернатива, для кількісного аналізу на практиці знаходять значення відносних інтенсивностей ліній Fe I-15 ($\lambda\lambda$ 527...545 нм), Mg I-2 (λ 516.7 нм), Na I-1 (λ 588.9 нм) [5, 10, 13, 17]. Тут цифрами через дефіс вказано номери мультиплетів спектральних ліній, а в дужках вказані їхні довжини хвиль. Це також відображає

Таблиця 6. Умовна класифікація метеорних тіл за типами їхніх спектрів відповідно до роботи [5]

Класифікація за типом спектра	Опис
Залізні метеороїди (Iron meteoroids)	У спектрах немає чітких ліній, але спостерігаються дві смуги з довжинами хвиль $\lambda\lambda$ 420...450 і 510...550 нм, утворені нерозділеними лініями мультиплетів Fe. Лінія Na відсутня. Смуга $\lambda\lambda$ 420...450 нм утворена нерозділеними лініями мультиплетів Fe 41, 42 і 2 без внеску лінії Ca (λ 422.6 нм). Смуга $\lambda\lambda$ 510...550 нм частково пояснюється лініями Fe (мультиплет 15), але є також значна емісія біля основної лінії Mg (λ 518 нм), хоча вона дещо ширша, ніж очікується для Mg. Ця емісія здебільшого пов'язана зі слабкою лінією Fe (мультиплет 1), але можливий і невеликий внесок Mg, а в обох смугах навіть ймовірний. Однак у будь-якому випадку лінія Mg набагато слабкіша, ніж у звичайних спектрах. Враховуючи, що більшу частину випромінювання дають атоми Fe, ці метеороїди називають залізними
Безнатрієві метеороїди (Na-free meteoroids)	Це метеороїди, що не містять ліній Na у своїх спектрах, але не класифікуються як залізні (Iron meteoroids). Для цього класу співвідношення Fe/Mg змінюється в широких межах
Метеороїди багаті на Na (Na-rich meteoroids)	У спектрах метеорів цього класу лінії Na інтенсивні, а у співвідношенні Na/Mg переважає лінія Na. Співвідношення Na/Fe вище, ніж очікується для хондритів. Лінії Mg і Fe наявні, але вони слабкі, особливо лінії Mg
Основні метеороїди (Mainstream meteoroids)	Метеороїди, які займають середню частину потрібної діаграми Mg — Na — Fe, називаються основними метеороїдами, оскільки вони становлять більшість метеороїдів, і їхні спектри ближчі до очікуваних спектрів хондритів. Основні метеороїди поділяються на чотири підкласи (вказано далі)
Нормальні метеороїди (Normal meteoroids)	Нормальні метеороїди визначаються як ті, що лежать поблизу очікуваного положення для хондритних тіл на діаграмі Mg — Na — Fe або з дещо нижчою інтенсивністю Fe. Межа між нормальними та метеороїдами з незначним вмістом Fe є дещо довільною. Межа обирається так, щоб більшість метеороїдів потоку Леонід класифікувалися як нормальні
Метеороїди, бідні на Na (Na-poor meteoroids)	Метеороїди, бідні на Na, мають значно слабшу лінію Na у спектрах, ніж очікувалося для даної швидкості, але все ще надійно помітну на відміну від метеороїдів без Na
Метеороїди з підвищеним вмістом Na (Enhanced-Na meteoroids)	Метеороїди з підвищеним вмістом Na визначаються як метеороїди, у спектрах яких лінія Na значно яскравіша, ніж очікувалося для даної швидкості, але не така домінуюча, як для метеороїдів, багатих на Na
Метеороїди бідні на Fe (Fe-poor meteoroids)	Метеороїди бідні на Fe визначаються як метеороїди з очікуваним співвідношенням Na/Mg, але з лініями Fe занадто слабкими, щоб їх можна було класифікувати як нормальні

інформацію про класифікацію метеороїда. До табл. 5 внесено відносні значення інтенсивностей вказаних спектральних ліній. На рис. 5 представлено потрійний графік для мультиплетів Na I-1, Mg I-2 і Fe I-15 у дев'яти досліджуваних нами метеорних спектрах. За цією діаграмою ми визначили тип метеорних спектрів (табл. 5) згідно з класифікацією у роботах [5, 10, 13, 17], де автори пропонують умовно класифікувати хімічний склад метеорних тіл за типами їхніх спектрів (табл. 6): залізні метеороїди (Irons meteoroids); безнатрієві метеороїди (Na-free meteoroids); метеороїди, багаті на натрій (Na-rich meteoroids); нормальні метеороїди (Normal meteoroids); бідні натрієм метеороїди (Na-poor meteoroids); метеороїди з підвищеним вмістом натрію (Enhanced-Na meteoroids); бідні на залізо метеороїди (Fe-poor meteoroids).

З табл. 5 та діаграми на рис. 5 видно, що серед досліджених метеорних тіл є відносно бідні на залізо (метеорні тіла № 3, 6, 8) або натрій (спорадичне метеорне тіло № 7) у своєму хімічному складі. Інші спостережені метеороїди належать до нормального спектрального типу.

ВИСНОВКИ

У роботі представлено результати обробки і аналізу базисних та спектральних спостережень метеорів, виконаних у 2019—2020 рр. із використанням автоматизованого відео-спектрального метеорного патруля (АВСМП) НДІ астрономії Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна. Для вибраних 12 метеорів представлено результати вимірювань та розрахунків координат метеорних радіантів, параметри атмосферних траєкторій метеорних тіл, геліоцентричні орбітальні параметри спостережених метеороїдів на епоху (J2000). Ці параметри вказують на те, що спостережені метеороїди належать відомим метеорним потокам та, ймовірно, їхнім батьківським кометам: Персеїди (комета 109P/Swift — Tuttle), Леоніди (55P/Tempel —

Tuttle), Південні Тауриди (2P/Encke). Деякі метеорні тіла не ототоженені з відомими метеорними потоками, тому є спорадичними.

З використанням емпіричної формули та методом інтегрування кривої зміни блиску метеора визначено позаатмосферні маси метеороїдів. Маси метеороїдів, розраховані зі спостережень у Харкові, хоч і мають деякий розкид значень, але загалом узгоджуються зі спостереженнями інших дослідників в інтервалі абсолютних значень яскравості метеорів $-2^m \dots +1.5^m$.

Виконано аналіз ототожнених емісійних ліній, виявлених у метеорних спектрах. Для цього застосовувалось програмне забезпечення AVSMP_Pro v1, розроблене авторами цієї статті для обробки метеорних спектрів [4]. Проведено якісний і кількісний аналіз хімічного складу метеорних тіл. Під час кількісного аналізу знаходились значення відносних інтенсивностей ліній Fe I-15 ($\lambda\lambda$ 527...545 нм), Mg I-2 (λ 516.7 нм), Na I-1 (λ 588.9 нм). Це дало можливість класифікувати досліджувані в роботі метеороїди за типом їхніх метеорних спектрів. Виявлено, що серед досліджених метеорних тіл є відносно бідні на залізо або натрій у своєму хімічному складі.

Робота у НДІ астрономії ХНУ імені В. Н. Каразіна частково підтримувалась за рахунок видатків держбюджетної теми № БФ/32-2023 (121) в ХНУ імені В. Н. Каразіна відповідно до Наказу Міністерства освіти і науки України від 23.02.2023 № 195 «Про затвердження переліку закладів вищої освіти, яким надаватимуться бюджетні кошти для підтримки пріоритетних напрямів наукових досліджень і науково-технічних (експериментальних) розробок за результатами проведеної державної атестації, з відповідними обсягами фінансування на 2023 рік»; робота у Астрономічній обсерваторії Київського національного університету імені Тараса Шевченка виконувалась за рахунок часткового фінансування в рамках виконання держбюджетної теми № 22БФ023-02.

ЛІТЕРАТУРА

1. Голубаєв О. В. Кінематичні та фізичні характеристики метеорних тіл з радіантами поблизу Сонця за даними наземних телевізійних спостережень: дис. ... канд. фіз.-мат. наук. Київ, 2017.
2. Голубаєв О. В., Горбаньов Ю. М., Шульга О. В., Андреев О. А., Бушуєв Ф. І., Відьмаченко А. П., Грудинін Б. О., Жилиєв Б. Ю., Калюжний М. П., Козак П. М., Куліченко М. О., Малиновський Є. В., Мозгова А. М., Савчук С. Г., Стеклов О. Ф., Сумарук Ю. П., Янків-Вітковська Л. М. Створення Української метеорної спостережної мережі: інструменти, методи обробки, спостережні можливості. *Космічна наука і технологія*. 2022. **28** (4). С. 39—70. doi: 10.15407/knit2022.04.039
3. Кручиненко В. Г. *Математико-фізичний аналіз метеорного явища*. Київ: Наук. думка, 2012. С. 274—292.
4. Мозгова А., Голубаєв О. Метеорна база даних за спостереженнями у 2019—2021 роках із використанням автоматизованого відеоспектрального метеорного патруля Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна. *Вісн. Київ. нац. ун-ту ім. Тараса Шевченка. Сер. Астрономія*. 2022. **2** (66). С. 26—35. doi: 10.17721/BTSNUA.2022.66.26-35
5. Borovička J., Koten P., Spurný P., Boček J., Štork R. A survey of meteor spectra and orbits: evidence for three populations of Na-free meteoroids. *Icarus*. 2005. **174** (1). P. 15—30. doi: 10.1016/j.icarus.2004.09.011
6. Campbell-Brown M. D., Koschny D. Model of the ablation of faint meteors. *Astron. and Astrophys.* 2004. **418**. P. 751—758. doi: 10.1051/0004-6361:20041001-1
7. Kasuga T., Yamamoto T., Kimura H., Watanabe J. Thermal desorption of Na in meteoroids. Dependence on perihelion distance of meteor showers. *Astron. and Astrophys.* 2006. **453** (2). P. L17—L20. doi: 10.1051/0004-6361:20065330
8. Kozak P. M. Diffuse structure of some meteors at the beginning of their trajectories at classic heights. *Kinematika i fizika nebesnyh tel*. 2019. **35** (6). P. 62—79. doi: 10.15407/kfnt2019.06.062
9. Kramida A., Ralchenko Yu., Reader J., and NIST ASD Team. NIST Atomic Spectra Database (ver. 5.8). (Online). <https://physics.nist.gov/asd> (2020, November 15). Gaithersburg, MD: National Institute of Standards and Technology.
10. Matlovič P., Tóth J., Rudawska R., Kornoš L., Písarčíková A. Spectral and orbital survey of medium-sized meteoroids. *Astron. and Astrophys.* 2019. **629**. A71. doi: 10.1051/0004-6361/201936093
11. MSSWG. URL: <http://www.imo.net/files/msswg/msswg.txt> (Last accessed: 26.06.2023).
12. MSSWG info IMO. URL: <https://www.imo.net/resources/databases/> (Last accessed: 26.06.2023).
13. Sekiguchi Takashi. Results of spectral observations of meteor showers and sporadic meteors from October 2018 until May 2020. *eMeteor News*. 2020. **5**(5). P. 300—313. <https://www.meteornews.net>.
14. Shigeno Y., Shioi H., Tanaka S. Double-station TV meteor observations in 1996. *WGN. J. Int. Meteor Organization*. 1996. P. 161—165.
15. SonotaCo. UFO Capture is motion capture software. URL: http://sonotaco.com/e_index.html (Last accessed: 13.11.2023).
16. Spurný P. Exceptional fireballs photographed in central Europe during the period 1993—1996. *Planetary and Space Sci.* 1997. **45** (5). P. 541—555. doi: 10.1016/S0032-0633(97)00006-8
17. Vojáček V., Borovička J., Koten P., Spurný P., Štork R. Catalogue of representative meteor spectra. *Astron. and Astrophys.* 2015. **580**, A67. P. 31. doi: 10.1051/0004-6361/201425047
18. Voloshchuk Yu. I., Kashcheev B. L., Kruchinenko V. G. *Meteors and meteoric substance*. Naukova Dumka, 1989.

REFERENCES

1. Golubaev A. V. (2017). Kinematic and physical characteristics of meteoroids with radiants near the Sun according to terrestrial television observations. Ph.D. Kyiv [in Ukrainian].
2. Golubaev A. V., Gorbaney Yu. M., Shulga O. V., Andreev O. A., Bushuev F. I., Vidmachenko A. P., Hrudynin B. O., Zhilyaev B. E., Kaliuzhnyi M. P., Kozak P. M., Kulichenko M. O., Malynovskiy Ye. V., Mozgova A. M., Savchuk S. G., Steklov A. F., Sumaruk Yu. P., Yankiv-Vitkovska L. M. (2022). Creation of the Ukrainian meteor observation network: instruments, methods for processing, observatin possibilities. *Space Sci. and Technol.*, **28** (4), 39—70. doi: 10.15407/knit2022.04.039 [in Ukrainian].
3. Kruchynenko V. G. (2012). *Mathematical and physical analysis of the meteor phenomenon*: [monography]. Kyiv: Naukova dumka, 274—292 [in Ukrainian].
4. Mozgova A., Golubaev A. (2022). The meteor database of observations in 2019—2021 with the automatical video and spectral meteor patrol of V. N. Karazin Kharkiv National University. *Bull. Taras Shevchenko Nat. Univ. Kyiv. Astronomy*, **2** (66), 26—35. doi: 10.17721/BTSNUA.2022.66.26-35 [in Ukrainian].
5. Borovička J., Koten P., Spurný P., Boček J., Štork R. (2005). A survey of meteor spectra and orbits: evidence for three populations of Na-free meteoroids. *Icarus*, **174** (1), 15—30. doi: 10.1016/j.icarus.2004.09.011
6. Campbell-Brown M. D., Koschny D. (2004). Model of the ablation of faint meteors. *Astron. and Astrophys.*, **418**, 751—758. doi: 10.1051/0004-6361:20041001-1
7. Kasuga T., Yamamoto T., Kimura H., Watanabe J. (2006). Thermal desorption of Na in meteoroids. Dependence on perihelion distance of meteor showers. *Astron. and Astrophys.*, **453** (2), L17—L20. doi: 10.1051/0004-6361:20065330

8. Kozak P. M. (2019). Diffuse structure of some meteors at the beginning of their trajectories at classic heights. *Kinematika i fizika nebesnyh tel*, **35** (6), 62–79. doi:10.15407/kfnt2019.06.062
9. Kramida A., Ralchenko Yu., Reader J., and NIST ASD Team. (2020). NIST Atomic Spectra Database (ver. 5.8). Online: <https://physics.nist.gov/asd> (2020, November 15). Gaithersburg, MD: National Institute of Standards and Technology.
10. Matlovič P., Tóth J., Rudawska R., Kornoš L., Písarčíková A. (2019). Spectral and orbital survey of medium-sized meteoroids. *Astron. and Astrophys.*, **629**, A71. doi:10.1051/0004-6361/201936093
11. MSSWG. URL: <http://www.imo.net/files/msswg/msswg.txt> (Last accessed: 26.06.2023).
12. MSSWG info IMO. URL; <https://www.imo.net/resources/databases/> (Last accessed: 26.06.2023).
13. Sekiguchi Takashi. (2020). Results of spectral observations of meteor showers and sporadic meteors from October 2018 until May 2020. *eMeteor News*, **5** (5), 300–313. <https://www.meteornews.net>.
14. Shigeno Y., Shioi H., Tanaka S. (1996). Double-station TV meteor observations in 1996. *WGN. J. Int. Meteor Organization*, 161–165.
15. SonotaCo. UFO Capture is motion capture software. URL: http://sonotaco.com/e_index.html (Last accessed: 13.11.2023).
16. Spurný P. (1997). Exceptional fireballs photographed in central Europe during the period 1993–1996. *Planetary and Space Science*, **45** (5), 541–555. doi: 10.1016/S0032-0633(97)00006-8
17. Vojáček V., Borovička J., Koteň P., Spurný P., Štork R. (2015). Catalogue of representative meteor spectra. *Astron. and Astrophys.*, **580**, A67, 31. doi: 10.1051/0004-6361/201425047
18. Voloshchuk Yu. I., Kashcheev B. L., Kruchinenko V. G. (1989). *Meteors and meteoric substance*. Naukova Dumka.

Стаття надійшла до редакції 22.11.2023

Після доопрацювання 20.04.2024

Прийнято до друку 08.05.2024

Received 22.11.2023

Revised 20.04.2024

Accepted 08.05.2024

A. V. Golubaev¹, Head of Chuguev Observ. Station, Senior Researcher, Ph.D. in Phys&Math

E-mail: alexandr_sky1@ukr.net

A. M. Mozgova², Junior Researcher, Ph.D. in Phys&Math

E-mail: alenamozgova@ukr.net

¹ Institute of Astronomy of V. N. Karazin Kharkiv National University

4 Svobody Sq., Kharkiv, 61022 Ukraine

² Astronomical Observatory, Kyiv National Taras Shevchenko University

3 Observatorna Str., Kyiv, 04053 Ukraine

KINEMATIC PARAMETERS, PHYSICAL CHARACTERISTICS, AND CHEMICAL COMPOSITION OF SELECTED METEOR BODIES

Background. Meteoroids can reach the Earth and penetrate its atmosphere creating meteor phenomena. Kinematic parameters, physical characteristics, and chemical compositions of the observed meteor bodies provide information about the properties of their parent bodies — comets and asteroids. On the other hand, these parameters can reflect the physical conditions of meteoroids staying in different parts of the Solar System and beyond.

Methods. The meteor data analyzed in this work were obtained from observations using the automatical video and spectral meteor patrol (AVSMP) of the Institute of Astronomy of V. N. Karazin Kharkiv National University. The methods of meteor astronomy and spectroscopy make it possible to determine the kinematic parameters, physical properties, and chemical composition of the meteoroids that we studied.

Results. The paper presents the research results of meteors brighter than 0^m that were recorded by the multi-stations method. These meteors also have spectral observations. For the selected 12 meteors, we obtained the coordinates of meteor radiants on the celestial sphere, the parameters of the atmospheric trajectories of meteor bodies, and the heliocentric orbital parameters of the observed meteoroids for the epoch (J2000). The extra-atmospheric masses of meteoroids were determined from photometric data. The identified emission lines detected in meteor spectra were analyzed. The software developed by the authors of this paper for meteor spectra processing was used. Qualitative and quantitative analyses of the chemical composition of meteor bodies were carried out. During the quantitative analysis, the values of the relative intensities of the Fe I-15, Mg I-2, and Na I-1 lines were determined.

Conclusions. Kinematic parameters and elements of heliocentric orbits presented in this work indicate that the observed meteor bodies belong to meteor showers and their comets, such as Perseids, Leonids, and Southern Taurids. Some meteor bodies are sporadic. The calculated masses of meteoroids have some scatter of values, but they are generally consistent with observations of other authors in the range of absolute values of the meteor brightness $-2^m \dots +1.5^m$. It was found that some of the studied meteor bodies are Fe-poor or Na-poor in their chemical composition.

Keywords: meteor, meteoroid, heliocentric orbit, meteoroid mass, spectrum, spectral lines, chemical composition.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.04.073>
УДК 628.9.024

В. М. ПЕРІГ, наук. співроб.

E-mail: vasyi.perig@uzhnu.edu.ua

В. І. КУДАК, наук. спів роб.

E-mail: viktor.kudak@uzhnu.edu.ua

П. П. ГУРАНИЧ, доц. каф. оптики, зав. кафедри оптики, канд. фіз.-мат. наук

E-mail: pavlo.guranich@uzhnu.edu.ua

А. І. СУСЛА, викладач каф. оптики

E-mail: anatoliy.susla@uzhnu.edu.ua

ДВНЗ «Ужгородський національний університет», Лабораторія космічних досліджень
вул. Далека 2а, Ужгород, Україна, 88000

МОНІТОРИНГ СТАНУ СВІТЛОВОГО ЗАБРУДНЕННЯ В ЗАКАРПАТСЬКОМУ РЕГІОНІ

Світлове забруднення нічного неба, викликане надлишком видимого та ультрафіолетового освітлення, стало проблемою для виконання якісних астрономічних спостережень у пунктах, близьких до населених пунктів, особливо великих міст. Проте в останні роки стало очевидним, що штучне нічне освітлення хвилює не лише астрономів. Дослідження показали, що штучне нічне освітлення негативно впливає на різноманітних тварин. Для збереження природної темноти неба в світі створюються Парки темного (або зоряного) неба — це райони унікального природного середовища, які захищають природну нічну темряву від забруднення штучним світлом. Вони є еквівалентом природних заповідників — територій, що мають виключну природну цінність. Вони виконують захисні функції для найтемніших куточків нашої планети, де нічне середовище не порушується штучним світлом. Ці парки виконують не лише екологічні, а й освітні функції. Захист темряви повільно включається у наявні природоохоронні території, такі як національні парки. Темрява — це природний ресурс, який потребує охорони. У 2016 році було створено Закарпатський парк темного неба. Для його реєстрації та входження до Міжнародної асоціації парків темного неба виконувались вимірювання яскравості нічного неба у різних місцях даного парку з метою визначення стану світлового забруднення. Результати вимірювань цілком задовольнили вимоги, які ставляться до парків темного неба. У Закарпатському парку темного неба, де проводились вимірювання, середнє максимальне значення фону нічного неба становило 21.59^m на квадратну секунду дуги. У 2021 році було прийнято заявку на реєстрацію Закарпатського парку темного неба у Міжнародну асоціацію парків темного неба. Також продовжено дослідження стану світлового забруднення на околицях парку темного неба, а саме на двох станціях оптичних спостережень — Ужгород та Деренівка. Представлено результати зміни фону нічного неба в цих місцях на 40-річному інтервалі часу.

Ключові слова: фон нічного неба, світлове забруднення, парки темного неба, штучне світло, астроклімат, астротуризм.

Цитування: Періг В. М., Кудак В. І., Гураніч П. П., Сусла А. І. Моніторинг стану світлового забруднення в Закарпатському регіоні. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4 (149). С. 73—80. <https://doi.org/10.15407/knit2024.04.073>

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

ВСТУП

Проблема світлового забруднення навколишнього середовища набуває дедалі більшої актуальності у глобальному масштабі. Якщо раніше дослідники акцентували увагу на яскравість нічного неба над мегаполісами, то останніми роками з'являються численні наукові праці, присвячені дослідженню світлового забруднення природоохоронних територій, сільських ландшафтів та мереж транспортного сполучення [3, 4]. Сьогодні жителі мегаполісів замість 2500 зірок, дійсно видимих на нічному небокраї неозброєному оком, можуть розглянути лише кілька десятків найбільш яскравих з них. І ця тенденція безупинно зростає в наші дні. Причина такого явища — світлове «забруднення» атмосфери. Тобто, земні джерела світла, насамперед освітлення міст, призводять до додаткового «світіння» неба внаслідок багатократного розсіяння штучного світла у газово-аерозольному середовищі атмосфери [3, 4].

Світло від наземних джерел — серйозна перешкода для астрономічних спостережень. Здавна обсерваторії будували подалі від міст. При виборі місця для будівництва обсерваторії астрономів у першу чергу цікавить кількість ясних ночей протягом року. Вона вимірюється в сумарній річній кількості годин безхмарного неба протягом астрономічної ночі, коли занурення Сонця під обрій перевершує 18° , і вже непомітні сутінкові явища. Попередній підбір перспективних місць для астрономічних спостережень здійснюється на основі метеорологічної інформації, а потім організовуються багатомісячні (іноді і багаторічні) експедиції для вивчення обраних місць [2].

Перший у світі атлас штучної засвітки неба (повна назва — «Всесвітній атлас штучної яскравості нічного неба в zenіті на рівні моря») був складений італійськими й американськими вченими на основі супутникових даних [6].

Супутники, що обертаються навколо Землі, мають змогу перехопити частину світла з поверхні Землі, і їхні камери надають цінні докази не лише того, де у світі використовується штучне освітлення вночі, а й того, як воно змінюється. Наприклад, такі дані отримуються з місії Satellite base Defense Meteorological Satellite

Program (DMSP/OLS), Міжнародної космічної станції (ISS) [7] та VIIRS [9]. Різноманітні джерела, доступні в інтернеті, допомагають ентузіастам темного неба в усьому світі отримати доступ до зображень із цих супутників і краще зрозуміти світлову обстановку у їхній місцевості.

Першою країною, де законодавчо обмежене світлове забруднення, стала Чехія. Всі освітлювальні прилади там повинні бути спрямовані вниз чи паралельно землі — таким чином знижується рівень світла на автотрасах і у спальних районах. У США в 1998 р. для боротьби зі світловим забрудненням було створено Міжнародну асоціацію за темне небо, що має філії по усьому світі. Вона зайнята в основному просвітницькою роботою. Її активісти, звичайно, не закликають повернутися до свічки та газової лампи, але рекомендують раціональніше користуватись штучним світлом.

ЗАКАРПАТСЬКИЙ ПАРК ТЕМНОГО НЕБА

Підписання меморандуму про створення Закарпатського парку темного неба відбулося 11 червня 2016 року в урочищі Чорні Млаки (с. Княгиня, Ужгородський район). До Закарпатського парку темного неба (площею 46302 га) входить територія Ужанського національного природного парку (39159 га) і виділені території в кадастровому районі сіл Сухий, Тихий, Гусний, Люта, Руський Мочар та частина селища Великий Березний (рис. 1).

Закарпатський парк темного неба було проголошено з метою інформування як широкої громадськості, так і фахівців в області астрономії про проблеми світлового забруднення нічного довкілля та охорони навколишнього природного середовища. Зона парку дозволяє проводити на її території астрономічні спостереження, позбавлені світлового забруднення, сприяє популяризації астрономії серед дітей та молоді, а також розвитку астротуризму в Закарпатській області.

З нагоди 150-річчя від дня падіння Княгининського метеориту у 2016 році було проголошено Трипарк темного неба Східні Карпати (рис. 2), який став першим у світі парком темного неба, що розташований на території трьох держав.

До Трипарку темного неба Східні Карпати площею 2 086.67 км² (208 667 га) входить територія Парку темного неба Полонини у Словаччині (485.19 км², 48 519 га), Парку зоряного неба Бещади у Польщі (1 138.46 км², 113 846 га) і Закарпатського парку темного неба в Україні (463.02 км², 46 302 га).

Завдяки унікальним об'єктам природної та культурної спадщини, включеним до міжнародних списків ЮНЕСКО, вдалому розташуванню поблизу кордонів Європейського Союзу, відсутності джерел забруднення навколишнього природного середовища, прикордонний регіон є надзвичайно привабливим для розвитку екологічного туризму. Створення «Парку темного неба» додає родзинки цій території та надає можливість запропонувати новий напрямок туризму — астротуризм.

Окрім хорошої інфраструктури, одним з найважливіших факторів для розвитку астротуризму в регіоні є якість нічного неба. Природне нічне небо — це наша спільна і універсальна спадщина, але вона швидко стає невідомою для нових поколінь. Важливою частиною вирішення проблеми світлового забруднення та розуміння стану якості нічного неба є проведення вимірювань яскравості нічного неба. Такі вимірювання проводилися в різних точках Закарпатського парку темного неба, в результаті чого були обрані локації, які поєднують в собі багату природну спадщину, історичне минуле і, що найважливіше, чудову якість нічного неба.

АНАЛІЗ СВІТЛОВОГО ЗАБРУДНЕННЯ НІЧНОГО НЕБА У ЗАКАРПАТСЬКОМУ ПАРКУ ТЕМНОГО НЕБА

У наших вимірюваннях використовувався вимірювальний прилад SQM-LU-DL (Sky Quality Meter with narrow Field-of-View – lens, USB connectivity – datalogging) канадської компанії Unihedron. На відміну від вимірювального безлінзового приладу SQM, цей прилад має лінзу, встановлену перед давачем. Це обмежує тілесний кут вимірювань (FWHM) до конуса 20°, тоді як прилад SQM без лінзи має конус вимірювань 42°. Більш вузький кут вимірювань дозволяє уникнути вимірювання яскравості біля горизонту. Вимірювач якості неба реєструє яскравість в



Рис. 1. Мапа Закарпатського парку темного неба

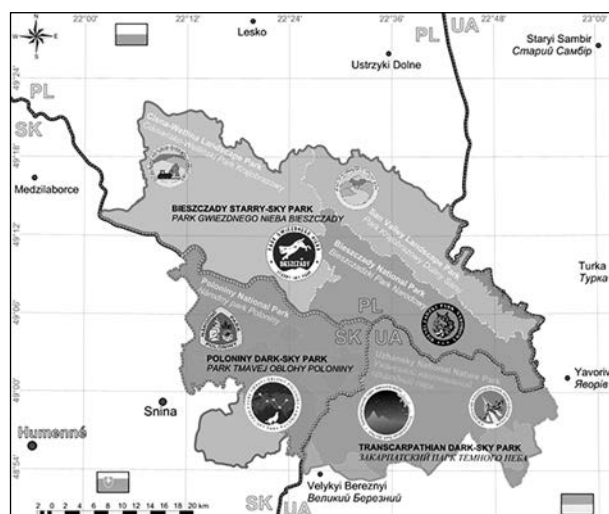


Рис. 2. Мапа Трипарку темного неба

астрономічних одиницях зоряної величини на квадратну дугову секунду ($m/сд^2$). Точність вимірювань даним приладом складає $\pm 0.10 m/сд^2$ [<http://unihedron.com/projects/sqm-lu/>].

Вимірювання фону нічного неба провадилися відповідно до інструкцій, які надає DarkSky International [<https://www.darksky.org/>]. Прилад встановлювався орієнтованим вертикально в зеніт, фіксувались виміри при умовах, що Сонце перебуває більш ніж на -18° під горизонтом. Всі дані реєструвались за допомогою програмного

забезпечення Unihedron. В режимі реального часу можна спостерігати протягом ночі зміну фону яскравості нічного неба. Вимірювання фону нічного неба на території Закарпатського парку темного неба здійснювались з червня по листопад 2021 р. Всі вимірювання здійснено у ночі, коли Місяць перебуває у фазах новий Місяць чи молодий Місяць. Вимірювання проводилися по периметру Закарпатського парку темного неба, а саме: на горі Явірник (біля смт. Великий Березний), а також поблизу населених пунктів с. Лубня, с. Княгиня, с. Ужок та с. Вишка (див. табл. 1).

Обчислювалось середнє максимальне значення фону нічного неба в кожному окремому пункті, і ці значення усереднювались між собою. В результаті для Закарпатського парку темного неба отримано середнє максимальне значення фону нічного неба, рівне 21.59 m/сд^2 .

Найважливішою інформацією під час оцінки нічного неба у певному місці є середня яскравість неба. Екстремальні вимірювання, безсумнівно, цікаві, але їх дуже важко порівнювати з іншими вимірюваннями, і з цієї причини основ-

ну увагу слід приділяти вимірюванням, зробленим у нормальних/стандартних умовах, а саме у безхмарні ночі та при мінімальній фазі Місяця.

На шкалі оцінки нічного неба вищі значення означають темніше небо. Нижче приведено значення, які можуть служити орієнтиром для класифікації виміряних значень.

Клас 5 — $>21.7 \text{ m/сд}^2$: природний фон неба, Чумацький Шлях видно до горизонту.

Клас 4 — $21.4...21.7 \text{ m/сд}^2$: зодіакальне світло (навесні увечері, восени вранці) чітко видно, Чумацький Шлях.

Клас 3 — $20.5...21.4 \text{ m/сд}^2$: Чумацький Шлях видно з низьким контрастом.

Клас 2 — $19.5...20.5 \text{ m/сд}^2$: Чумацький Шлях слабо видно в зеніті.

Клас 1 — $18.5...19.5 \text{ m/сд}^2$: Чумацький Шлях не видно, мало зірок.

Якщо значення фону менше від 18.5 m/сд^2 , це означає, що у місцях із таким рівнем забруднення справжньої ночі фактично немає, оскільки вона маскується штучними сутінками. Тільки ті місця, де виміряні значення були вищими від 21.4 m/сд^2 (класи 4 і 5), важливі для парку тем-

Таблиця 1. Результати вимірювання фону нічного неба в Закарпатському парку темного неба

Місце вимірювань	Дата, 2021 р.	Погодні умови, фази Місяця	Максимальне значення, m/сд^2	Координати, широта і довгота
Ужок	08 вересня	Безхмарно, новий Місяць	21.67	49°00'07.4" N 22°53'14.96" E
	09 вересня	Безхмарно, новий Місяць	21.66	
Лубня	09 серпня	Безхмарно, новий Місяць	21.80	49°02'09.2"N 22°43'05.9"E
	10 серпня	Наявність легких цирусів, новий Місяць	21.71	
	11 серпня	Безхмарно, новий Місяць	21.80	
	12 серпня	Наявність легких цирусів, новий Місяць	21.70	
	13 серпня	Безхмарно, новий Місяць	21.92	
	14 серпня	Наявність легких цирусів, молодий Місяць	21.71	
Красія	08 жовтня	Безхмарно, новий Місяць	21.46	48°56'34.0"N 22°39'57.0"E
	09 жовтня	Безхмарно, новий Місяць	21.49	
	10 жовтня	Безхмарно, новий Місяць	21.47	
Княгиня	09 серпня	Безхмарно, новий Місяць	21.60	48°58'28.9"N 22°30'47.5"E
	10 серпня	Наявність легких цирусів, новий Місяць	21.55	
	11 серпня	Безхмарно, новий Місяць	21.62	
	12 серпня	Наявність легких цирусів, новий Місяць	21.53	
	13 серпня	Безхмарно, новий Місяць	21.55	
	14 серпня	Наявність легких цирусів, молодий Місяць	21.54	
Явірник	17 червня	Безхмарно, молодий Місяць	21.50	48°54'56.7"N 22°32'27.6"E

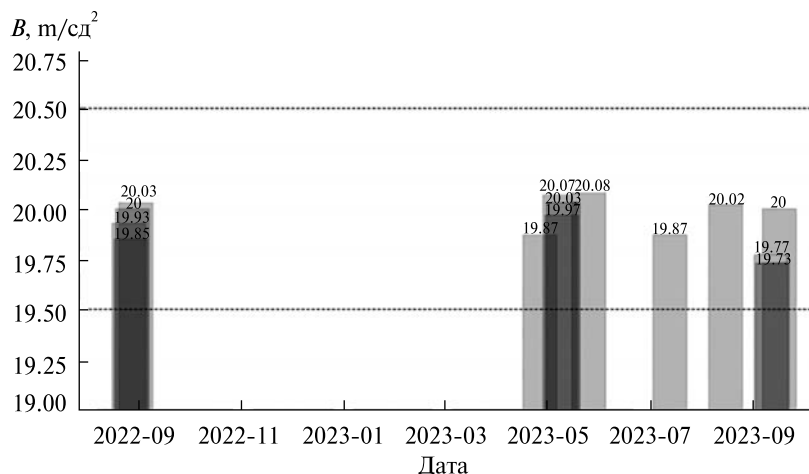


Рис. 3. Значення фону нічного неба у п. Ужгород за даними вимірювань 2021—2023 рр. Пунктирні лінії — межі класів темного неба

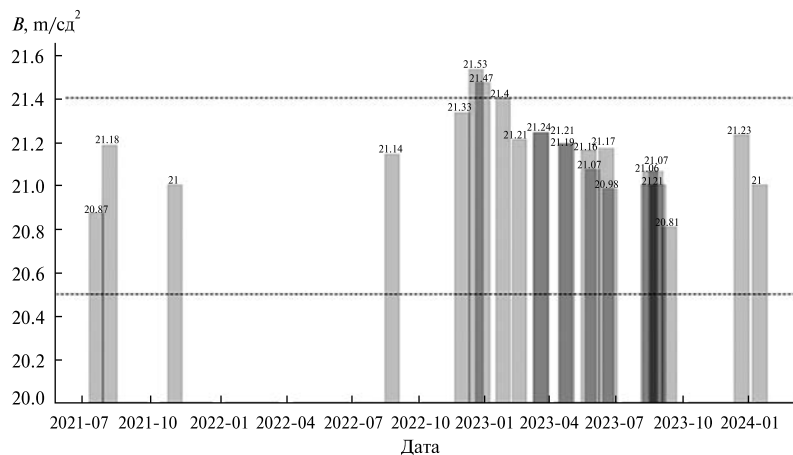


Рис. 4. Графік зміни фону нічного неба у п. Деренівка за даними вимірювань 2021—2024 рр. Пунктирні лінії — межі класів темного неба

ного неба, бо лише при цих значеннях можна спостерігати природний фон неба, Чумацький Шлях до горизонту і зодіакальні сузір'я [8].

АНАЛІЗ СВІТЛОВОГО ЗАБРУДНЕННЯ НІЧНОГО НЕБА У ПУНКТАХ СПОСТЕРЕЖЕНЬ УЖГОРОД ТА ДЕРЕНІВКА

Вимірювання фону нічного неба у пункті астрономічних спостережень Ужгород розпочались ще з 1983 року за допомогою електрофотометра з жовто-зеленим фільтром, ефективна довжина хвилі пропускання якого становить 556 нм.

Всі спостереження також виконано у безмарні ночі при Новому чи Молодому Місяці. Значення фону на зенітній відстані $z = 0^\circ$ дорівнювало в середньому 20.7 m/cd^2 . Повторні дослідження фону нічного неба були проведені у 2005 р., після того як у місті Ужгород відбулась інтенсивна забудова навколо пункту спостережень. Вимірювання фону нічного неба на зенітній відстані $z = 0^\circ$ за допомогою вище згаданого фотометра дало значення 20.2 m/cd^2 . Тобто, за період 22 роки небо над пунктом спостережень стало яскравішим на 0.5 m/cd^2 , або в 1.6 раза.

У зв'язку з погіршенням астроклімату у пункті Ужгород у 1990-х роках було створено пункт спостережень Деренівка на відстані 15 км від міста Ужгород. Фон нічного неба там в середньому складав 21.5 м/сд^2 в zenіті, що було майже в п'ять разів краще, ніж в Ужгороді, а проникна здатність телескопа на 1^m краща, ніж у пункті Ужгород [1].

У період 2021—2024 років ми почали проводити більш регулярні вимірювання у пункті Ужгород та Деренівка у різні пори року. Оскільки смуги пропускання електрофотометра з жовто-зеленим фільтром (556 нм) та приладу SQM-LU-DL (~510 нм) [5] майже збігаються, це дозволяє нам порівнювати отримані дані.

Результати вимірювань яскравості нічного неба у період 2021—2024 рр. показано на рис. 3 і 4. На них пунктирними лініями вказано межі класів якості темного неба, описаних вище. Видно, що значення фону нічного неба у пункті Ужгород змінювалось від 19.73 до 20.08 м/сд^2 , а у пункті Деренівка — від 20.81 до 21.53 м/сд^2 в залежності від пори року. Тобто, фон нічного неба в Ужгороді належить до класу 2, а темне небо у пункті Деренівка — до класу 3. Як бачимо з рис. 4, в період грудень 2022 р. — січень 2023 р. (період блекаутів в Україні) значення фону нічного неба у пункті Деренівка покращилося, і навіть перейшло у клас 4.

ВИСНОВКИ

У 2016 р. був проголошений перший та поки що єдиний в Україні парк темного неба. Одним із основних завдань було реєстрація даного парку в Міжнародній асоціації парків темного неба. Для цього було потрібно надати значення яскравості

нічного неба. Протягом 2021 р. ми здійснювали вимірювання фону нічного неба по периметру парку темного неба (табл. 1). Всі виміри були передані в мережу DarkSky International. У кінці 2021 року було подано заявку на реєстрацію Закарпатського парку темного неба, тому що всі наші виміри відповідали вимогам Міжнародної асоціації парків темного неба.

Також паралельно ми продовжили моніторинг світлового забруднення у пунктах спостережень Ужгород та Деренівка. У 2021—2024 рр. було здійснено десятки вимірювань фону нічного неба в різних місцях. Виявилось, що за 40 років (1983—2023 рр.) середнє значення фону нічного неба на станції спостережень Ужгород змінилося з 20.7 до 20.03 м/сд^2 , тоді як на станції спостережень Деренівка зниження середнього значення фону нічного неба було з 21.5 до 21.24 м/сд^2 . Тобто, за цей час фонове значення в Ужгороді зазнало зміни приблизно на 0.7 м/сд^2 , тоді як у Деренівці вона змінилася приблизно на 0.25 м/сд^2 .

Модальне значення яскравості нічного неба, виміряного нами в різних місцях Закарпатського регіону, варіювало від 19.73 до 21.92 м/сд^2 , що підтверджує велику залежність світлового забруднення від місця положення, висоти над рівнем моря, її віддаленості від основних джерел світлового забруднення, а також різних кліматичних змін. Отже, в закарпатському регіоні темне небо варіює від класу 2 в Ужгороді до класу 4-5 у Закарпатському парку темного неба.

Вивчення варіацій яскравості нічного неба показує найбільшу мінливість у міських та напівміських пунктах спостережень, але також висвітлює особливі ситуації у віддалених місцях.

ЛІТЕРАТУРА

1. Єпішев В. П., Ісак І. І., Клімік В. У. Світлове «забруднення» нічного неба у пункті Ужгород. *Наук. вісн. Ужгород. ун-ту. Сер.: Фізика*. 2005. № 18. С. 16—18.
2. Назаренко Л. А., Чернець В. С. Проблеми світлового забруднення. *Світлотехніка та електроенергетика*. 2014. № 2. С. 6—17.
3. Семків Ю. М. *Світлове забруднення атмосфери: астрономічний аспект*. Тернопіль, 2009. 38 с.
4. Семків Ю. М., Андрійчук В. А. Світлове забруднення атмосфери: стан та перспективи вирішення. *Світло люкс*. 2008. № 3. С. 74—77.
5. Bará S., Tapia C. E., Zamorano J. Absolute radiometric calibration of TESS-W and SQM night sky brightness sensors. *Sensors*. 2019. **19**, № 6. P. 1336.
6. Cinzano P., Falchi F., Elvidge C. D. The first world atlas of the artificial night sky brightness. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* 2001. **328**, № 3. P. 689—707.
7. Kuffer M., Pfeffer K., Sliuzas R., Taubenböck H., Baud I., van Maarseveen M. Capturing the urban divide in nighttime light images from the International Space Station. *IEEE J. Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing*. 2018. **11**, № 8. P. 2578—2586.
8. Labuda M., Koch R., Nagyová A. “Dark Sky Parks” as measure to support nature tourism in large protection areas—case study in the Nature Park “Nossentiner/Schwinzer Heide”. *Naturschutz und Landschaftsplanung*. 2015. **47**, № 12. P. 380—388.
9. Levin N., Kyba C. C., Zhang Q. Remote sensing of night lights — beyond DMSP. *Remote Sensing*. 2019. **11**, № 12. P. 1472.

REFERENCES

1. Yepishev V. P., Isak I. I., Klimyk V. U. (2005). Light “contamination” of the night sky in point Uzhgorod. *Scientific Herald of Uzhhorod University. Ser. Phys.*, № 18, 16—18 [In Ukrainian].
2. Nazarenko L. A., Chernets V. S. (2014). Problems of light pollution. *Lighting and electrical engineering*, № 2, 6—17 [In Ukrainian].
3. Semkiv Yu. M. (2009). *Light pollution of the atmosphere: astronomical aspect*. Ternopil, 38 p. [In Ukrainian].
4. Semkiv Yu. M., Andriichuk V. A. (2008). Light pollution of the atmosphere: state and prospects of solution. *Light-LUX*, № 3, 74—77 [In Ukrainian].
5. Bará S., Tapia C. E., Zamorano J. (2019). Absolute radiometric calibration of TESS-W and SQM night sky brightness sensors. *Sensors*, **19**, № 6, 1336.
6. Cinzano P., Falchi F., Elvidge C. D. (2001). The first world atlas of the artificial night sky brightness. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **328**, № 3, 689—707.
7. Kuffer M., Pfeffer K., Sliuzas R., Taubenböck H., Baud I., van Maarseveen M. (2018). Capturing the urban divide in nighttime light images from the International Space Station. *IEEE J. selected topics in applied earth observations and remote sensing*, **11**, № 8, 2578—2586.
8. Labuda M., Koch R., Nagyová A. (2015). “Dark Sky Parks” as measure to support nature tourism in large protection areas—case study in the Nature Park “Nossentiner/Schwinzer Heide”. *Naturschutz und Landschaftsplanung*, **47**, № 12, 380—388.
9. Levin N., Kyba C. C., Zhang Q. (2019). Remote sensing of night lights — beyond DMSP. *Remote Sensing*, **11**, № 12, 1472.

Стаття надійшла до редакції 23.02.2024

Після доопрацювання 21.05.2024

Прийнято до друку 17.06.2024

Received 23.02.2024

Revised 21.05.2024

Accepted 17.06.2024

V. M. Perig, Research Fellow

E-mail: vasyi.perig@uzhnu.edu.ua

V. I. Kudak, Research Fellow

E-mail: viktor.kudak@uzhnu.edu.ua

P. P. Guranich, Assoc. Prof., Head of the Dept. of Optics, Ph.D.,

E-mail: pavlo.guranich@uzhnu.edu.ua

A. I. Susla, teacher of the Dept. of Optics

E-mail: anatoliy.susla@uzhnu.edu.ua

Uzhhorod National University, Space Research Laboratory

2a, Daleka Str., Uzhhorod, 88000 Ukraine

MONITORING OF LIGHT POLLUTION IN THE TRANSCARPATHIAN REGION

Light pollution first gained attention when people realized they could no longer see the night sky as they once did due to excess visible and ultraviolet light from cities. However, in recent years, it has become clear that artificial night lighting worries not only astronomers. Studies have shown that artificial night lighting harms a variety of animals. To preserve the natural darkness of the sky in the world, parks of the dark (or starry) sky are created, which are the areas of a unique natural environment that protect the natural night darkness from pollution by artificial light. They are the equivalent of nature reserves — territories with exceptional natural value. They perform protective functions for the darkest corners of our planet, where the night environment is not disturbed by artificial light. These parks perform not only ecological but also educational functions. Darkness protection is slowly being incorporated into existing conservation areas such as national parks. Darkness is a natural resource that needs protection.

In 2016, Transcarpathian Dark Sky Park was created. For its registration and entry into the International Association of Dark Sky Parks, the brightness of the night sky was measured in different places in this park to determine the state of light pollution in this area. The results of the measurements fully satisfied the requirements for dark sky parks. In all places of the Transcarpathian Dark Sky Park where we performed measurements, the average value of the background of the night sky was ~ 21.50 mag/arcsec². In 2021, an application for registration of Transcarpathian Dark Sky Park in the International Association of Dark Sky Parks was accepted. Research into the state of light pollution on the outskirts of the Dark Sky Park is also ongoing, namely at two optical observation stations — Uzhhorod and Derenivka. The results of changes in the background of the night sky in these places over a 40-year time interval are presented.

Keywords: night sky background, light pollution, dark sky parks, artificial light, astroclimate, astrotourism.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.04.081>

UDC 524.7+52-735, UDC 521.91:524.3(083.5)+524.6-34

I. B. VAVILOVA¹, Dr. Sci. Hab. in Phys. Math., Prof., Head of Department
E-mail: irivav@mao.kiev.ua

P. M. FEDOROV², Dr. Sci. Hab. in Phys. Math., Head of Laboratory

D. V. DOBRYCHEVA¹, Cand. Sci. in Phys. Math., Senior Researcher

O. M. SERGIJENKO¹, Cand. Sci. in Phys. Math., Senior Researcher

A. A. VASYLENKO¹, Cand. Sci. in Phys. Math., Senior Researcher

A. M. DMYTRENKO², Cand. Sci. in Phys. Math., Researcher

V. P. KHRAMTSOV², Post-graduate student

O. V. KOMPANIETS¹, Junior Researcher

¹ Main Astronomical Observatory of the National Academy of Sciences of Ukraine
27 Akademik Zabolotnyi Str., Kyiv, 03143, Ukraine

²Institute of Astronomy, V. N. Karazin National University of Kharkiv

4 Svoboda Sq., Kharkiv, 61022, Ukraine

AN ADVANCED APPROACH TO THE DEFINITION OF THE “MILKY WAY GALAXIES-ANALOGUES”

Our Galaxy — the Milky Way — has certain features of the structure and evolution. The morphological, photometric, kinematic, and chemodynamical properties are usually considered in search for the Milky Way galaxies-analogues (MWAs). The discovery of MWA galaxies with a larger number of simultaneous selection parameters, as well as more stringent constraints on a given parameter, yields a sample of MWA galaxies with properties closer to the true properties of the Milky Way. So, in general, such MW parameters as the morphological type, luminosity, color indices, structural parameters (size, bar, bulge, thin and thick disks, inner ring, halo), bulge-to-total ratio, stellar mass, star formation rate, metallicity, and rotation velocity were used in various combinations for comparison with other galaxies. However, the offset of some MW features in the multi-parameter space of MWAs features should be significant.

The paper aims to give a brief overview of the problematics and to present our approach for studying Milky Way and MWAs matching characteristics (this project is supported by the National Research Fund of Ukraine). We propose to enlarge as much as possible the number of Milky Way features and compile various samples of MWAs in our co-moving cosmological volume for their further optimization. Such features can include 3D-kinematics of star's movement in certain regions, low oxygen content on the periphery, low nuclear activity, and the lack of significant merging over the past 10 Gyrs (isolation criterion). This approach will make it possible to widely formulate the necessary and sufficient conditions for the detection of MWA galaxies as well as to reveal other MW multiwavelength features.

Keywords: Galactic and extragalactic astronomy — Galactic morphology — Active galactic nuclei — Milky Way — Stellar kinematics — Cosmological evolution.

Цитування: Vavilova I. B., Fedorov P. M., Dobrycheva D. V., Sergijenko O., Vasylenko A. A., Dmytrenko A. M., Khramtsov V. P., Kompaniets O. V. An advanced approach to the definition of the “Milky Way galaxies-analogues”. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 4 (149). P. 81–90. <https://doi.org/10.15407/knit2024.04.081>

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

1. INTRODUCTION

The morphological, kinematic, and multiwavelength properties of the Milky Way (MW), the structure of spiral arms, the chemical evolution, the low activity of a supermassive black hole, the cosmological origin, and the placement of the Milky Way with neighboring galaxies in the cosmic web are essential questions of modern astrophysics.

Is the Milky Way really a typical giant spiral galaxy, and if not, how is it different, and how many the MW-like galaxies are? The fact that the Milky Way has general ratios between various parameters, which are characterized for the spiral galaxies, suggests that the MW is not highly unusual among galaxies. So, the anthropic principle is true, at least as a first-order approximation. This justifies the selection of Milky Way galaxies-analogues (MWAs) using any MW parameters (stellar mass, luminosity, star formation rate, bulge-to-disk ratio, disk scale length, rotation velocity, and morphology are usually considered). However, the offset of some MW features in the multi-parameter space of MWAs features should be significant.

In the earlier works, only the obvious morphological and photometric parameters were to be taken into account as the MW indicators for MWAs. For example, in the seminal article for this research field, De Vaucouleurs and Pence [9] calculated isophotal $R_{25} = 11.5$ kpc and effective $R_{eff} = 5.1$ kpc radii as optical scale lengths, inner ring diameter $D(r) = 6$ kpc, luminosity values $M_T(B) = -20.1$ and class II, color $(B - V)_T = 0.53$ and hydrogen indices in a frame of the two-component MW structure model (spheroidal for bulge and exponential for disk). It allowed them to identify four nearby galaxies NGC 1073, NGC 4303, NGC 5921, and NGC 6744 as possible MWAs.

Mutch et al. [40] compiled a list of MWAs using the stellar mass and the structural parameter as the selection criteria, where the latter parameter corresponds to the profile of the de Vaucouleurs brightness distribution. Licquia et al. [34] selected a sample of MWAs from the SDSS-III DR8 based on their stellar mass and the current star formation rate. Boardman et al. [4] presented a sample of 62 MWA galaxies from the MaNGA with selection criteria as the stellar masses and bulge-to-disk ratio. We note that the se-

lection of MWA galaxies using only two MW characteristics is a typical approach and consistent with the anthropic principle that the Milky Way is not unusual among other galaxies.

The discovery of MWA galaxies with a larger number of simultaneous selection parameters, as well as more stringent constraints on a given parameter, yields a sample of MWA galaxies with properties closer to the true properties of the Milky Way. So, in general, such MW parameters as the morphological type, luminosity, color indices, structural parameters (size, bar, bulge, disk), bulge-to-total ratio, stellar mass, and rotation velocity were used in various combinations for comparison with other galaxies.

On the other hand, when we use more selection criteria, we add little or no MWA galaxies (see, Boardman et al. [5]). For example, Fraser et al. [20] found only 176 MWA galaxies among over a million of the SDSS DR7 galaxies, selecting them by stellar mass M_* , morphology, and bulge-to-disk ratio and using Galaxy Zoo morphological classification. They concluded that the Milky Way is a galaxy with a low star formation rate $\log(SFR_{MW}/M_{Sun} \text{ yr}^{-1}) = 0.22$, but it is not unusual when compared to similar galaxies (the same as [61] who estimated this value as 0.25). Boardman et al. [4] did not find MWA galaxies in the MaNGA survey when they combined four parameters: stellar mass, star-formation rate, bulge-to-disk ratio, and disk scale length. Tuntipong et al. [61] used four selection parameters (stellar mass M_* , star formation rate SFR , bulge-to-total ratio B/T , and disk effective radius R_{eff}) for identifying MWAs in the SAMI Galaxy Survey. Combinations of all the parameters allowed them to find 10 MWAs in the GAMA and Cluster regions of the SAMI survey and to outline that B/T is the least important out of them. We also note that MW has stable rotation periods: for the general spiral pattern of 220–360 Myr [21], for the bar pattern of 160–180 Myr [57], and for the Sun's Galactic position of 212 Myr [50].

Pilyugin et al., in a series of works [43, 44, 46], developed the newest approach for the MWAs selection. The oxygen abundance characterizes an astration level (a fraction of matter converted into a star) and, consequently, is an indicator of how far a galaxy has gone forward in its (chemical) evolution. They considered a sample of about 500 galaxies from the

MaNGA survey with selection criteria for three parameters (stellar mass M_* , optical radius R_{25} , rotation velocity V_{rot} to determine the oxygen abundance in the center $(O/H)_0$ and at the isophotal radius $(O/H)_{R25}$. They found that the $(O/H)_{R25}$ in the Milky Way is appreciably lower than in other galaxies with similar value at the center $(O/H)_0$. So, they revealed that the most prominent feature of the MW is the low metallicity at the periphery and identified four galaxies (NGC 3521, NGC 4651, NGC 2903, and MaNGA galaxy M-8341-09101) that can be considered as Milky Way twins.

Such results suggest that some MW parameter(s) can be unusual or their combination can be rare. In this sense, we propose an advanced approach to the search of MWAs by pointing out as much as possible indicators of MW features (Section 2). It allows to enlarge selection criteria for MWA definition as well as to consider wider at what the properties of MW look like to the outside extragalactic observer. The aim of our article is to present the project “The Milky Way galaxies-analogues” (2024—2026) supported by the National Research Fund of Ukraine.

2. CONCEPT OF AN ADVANCED APPROACH

Being a typical barred spiral galaxy, the Milky Way has several meaningful observational features of its evolution. In our opinion, using multiple selection criteria for finding MWAs is a more effective approach, which enlarges the common picture of MW and MWAs’ physical properties, diminishes potential biases in MWA studies, and enriches our knowledge for identifying and optimizing the necessary/sufficient conditions for the definition of MWAs galaxies.

Below, we clarify and briefly discuss the MW parameters and observational features both mostly considered (Section 2.1) and those we would like to propose (Section 2.2, 2.3) for MWAs’ search.

2.1. Morphological and photometric parameters, scale length of structures, metallicity, stellar mass, and star formation rate. The *morphological type* of our Galaxy was determined as SAB(rs)bc [9]. The SBc type ($T = 4$) is usually considered for the study of MWAs.

Main structural parameters: giant disk galaxy having four {two ?} spiral arms with twist angles, bar, bulge, inner ring, and halo.

Metallicity as a key parameter of chemodynamical evolution reveals many factors that define the MW’s structural parameters. Hammer et al. [26] found a systematic offset in the position of the Milky Way in the parameter space within 1σ for all Tully-Fisher ratios, which shows a significant deficiency in stellar mass, angular momentum, disk radius, and Fe/H in the stars in the periphery region at a given V_{rot} . In contrast, McGaugh [37] suggests that the Milky Way is a normal spiral galaxy obeying the Tully—Fisher and the size-mass relation. Licquia et al. [33] examined the three-dimensional diagram (V_{rot} — luminosity — radius) and found that the Milky Way lies farther from this relation than around 90 % of other spiral galaxies, yielding evidence that the MW is extremely compact for its rotation velocity and luminosity possessing a cold bar [52]. In this context, we also note the recent work by Queiroz et al. [51] with the GAIA data on the differences of the stellar population in the MW bar and bulge.

The chemical properties of the MW are not typical in several aspects. On the one hand, the MW is one of the most oxygen-rich spiral galaxies in the sense that the metallicity in the center is close to the maximum attainable value [47]. On the other hand, the oxygen abundance along the optical radius is noticeably lower than in galaxies with a similar central metallicity [46]. At the same time, the MW has a very steep metallicity gradient compared to most giant spiral galaxies, in which the change in oxygen excess along the optical radius is quite small [45].

Chandra et al. [6] considered the MW three-phase chemodynamical evolution exploring a sample of 10 million red giant stars with low-resolution Gaia XP spectra and operating with angular momentum as a function of metallicity. They compared it with those of MWAs from the Illustris (TNG50) cosmological simulation taking into account these three MW evolutionary phases: the disordered protogalaxy, the kinematically hot old disk, and the kinematically cold young disk. They proposed three physical mechanisms for explanation (spinup, merger, and cooldown), which satisfies conditions of the Gaia-Sausage-Enceladus (GSE) last major merger with our Galaxy at $z \sim 2$. In the frame of this three-phase scenario, Semenov et al. [56] proposed an explanation of yet one MW feature: the MW disk was formed

quite early, within the first few billion years of its evolution. It is consistent with the overall population of MWA-mass disk galaxies. We note that the thicknesses of thin and thick disks 220–450 pc and 2.6 kpc are usually considered, respectively [3].

Among other MW chemodynamical features, which were compared with MWAs obtained in TNG50 cosmological simulations, we note recent fundamental research by Rix et al. [54]. Using Gaia XPspectra, they found a universal feature for MW and MWAs: their extremely metal-rich giant stars ($M/H_{XP} > 0$) are mostly concentrated in a compact central dynamically hot knot with $R < 1.5$ kpc. Taking into account that MW metal-poor stars are also concentrated in the central few kiloparsecs region, future studies with the SDSS-V, as these authors write, will allow us to estimate the stellar population more precisely. Another “side” of our Galaxy, the halo at 10–80 kpc, was studied by Han et al. [27] with the H3 Survey data. They found the strong kinematic asymmetries of distributions and, consequently, cold and kinematically hot fractions of stars with radial velocity dispersions of 70 km/s and 160 km/s, respectively.

As for the *inner ring* feature, Wylie et al. [70] in their recent meticulous work with a sample of APOGEE DR16 inner Galaxy stars, studied the outer bar region. They considered the orbits of stars in the “state-of-the-art bar-bulge potential with a slow pattern speed”, constructing the maps of their metallicity [Fe/H], density, and ages. They conclude that the MW inner ring-like structure is, on average middle-age and has a metal-rich gradient along the bar’s major axis. Their position is between the planar bar and corotation.

The following *photometric parameters, stellar mass, star formation rate* are usually taken into account for the search of MWAs: luminosity class (II); isophotal diameter $D_{25} = 26.8$ kpc [23] with adopting a central surface brightness $\mu_0 = 22$ B-mag/arcsec⁻² and a disk scale length $h = 5$ kpc; the isophotal radius is usually adopted as $R_{25} = 12$ kpc; the stellar disk up to 1.35 kpc [53].

The *mass* of our Galaxy has various estimates depending on methods and entire region for this estimate: from $8.5 \times 10^{11} M_{Sun}$ [42] to $1.4 \times 10^{12} M_{Sun}$ [24]. The virial mass at Galactocentric distance less than

21.1 kpc is $M_{vir} = 0.2 \times 10^{12} M_{Sun}$ (see, for example, Watkins et al. [69] for estimation by halo globular clusters motion); stellar mass $M_* = 5 \times 10^{10} M_{Sun}$ ($\log M_* = 10.7$) with linear scale ($B/T, R_{eff}$) [61]; number of stars $N_* = (1-4) \times 10^{11}$ when the disk stars were detected with Gaia DR2 even beyond 25 kpc from the MW center; dark matter density at Sun’s position $M_{DM} = 0.0088 M_{Sun} \text{ pc}^{-3}$ [29] but a dark matter area may extend up to ~ 600 kpc [7]; *star formation rate* $SFR = 1.78 \pm 0.36 M_{Sun} \text{ yr}^{-1}$ [61].

In this context, the Illustris(TNG50) simulation, containing approximately 100 MWA galaxies by mass, could be used to define their evolutionary tracks in order to discover whether there is a typical scenario of evolution that leads to the formation of MWA galaxies or to estimate the probabilities of different scenarios of their formation. The result of this task will be exploited to select the most likely scenario (scenarios) for a search of MWA galaxies at the higher redshifts.

2.2. Nuclear activity, supermassive black hole, 3D-kinematics of stars. We propose to search for such a parameter of the Milky Way in the parameter space, which shows the maximum deviation from the corresponding relation for spiral galaxies. This parameter is used as the main criterion for selecting MWA galaxies. Because the search for MWA galaxies is feasible using any parameters of the MW, we propose to increase their number both for the search for MWAs and for the specification of their properties.

In most of the research, as you see, the MW galaxies-analogues were selected based on two/three parameters: stellar mass and some additional parameter, usually bulge-to-disk (bulge-to-total) ratio, the star formation rate. In addition to these MW features, we would like to highlight the weak nuclear activity and the low mass of the supermassive black hole (SMBH), 3D-kinematics for the rotation velocity, isolation criteria, and several known multiwavelength properties.

The **3D-kinematics of a star’s movement** can serve as an indicator for the search for MWAs. In series of works, Fedorov et al. [17–18], Dmytrenko et al. [10], Denyshchenko et al. [8] investigated the region of the Milky Way in the coordinate ranges $120^\circ < \theta < 240^\circ$, $0 \text{ kpc} < R < 16 \text{ kpc}$, $-1 \text{ kpc} < Z < 1 \text{ kpc}$ with Gaia EDR3 using samples of red giants and sub-

giants whose centroids are in the MW plane. For the first time, these authors derived the dependence of their kinematic parameters on the Galactocentric coordinates as well as the parameters for rotational velocity $\partial V_R/\partial\theta$ and $\partial V_\theta/\partial\theta$.

Our approach includes the task of investigating the 3-D kinematics of a large part of the MW based on GAIA DR3 data within the Ogorodnikov — Milne model and using the determined strain and rotation rate tensors to establish the spiral pattern of the MW. The studied galactic space will be bounded by the Galactocentric coordinates of $4 \text{ kpc} < R < 14 \text{ kpc}$, $140^\circ < \theta < 220^\circ$ and $-3 \text{ kpc} < Z < 3 \text{ kpc}$. This is the region dominated by older stars, which are more evenly distributed than younger blue stars. Using the obtained components of the spatial velocities of the centroids and kinematic parameters, we will be able to construct $V_{rot}(R)$ and their slope within this region and to determine the parameters of the spiral arms, including the coordinates of the vertices of various star regions. These results can serve as characteristic features for applying machine learning in tasks of searching MWAs with kinematically cold rotating disk.

Let us also remind that our Galaxy possesses both a **weak nuclear activity and a small mass of the super-massive black hole**: $M_{SMBH} = 4.61 \times 10^6 M_{Sun}$ [2, 22]. The central object Sgr A* usually shows quiescent state, but sometimes does show rapid outbursts or flares of radiation (see e.g. [13, 25], and references therein). This is the case of a low-luminosity galactic nucleus, radiating at $\approx 10^{-8}$ of the Eddington level. In the such regime of activity, the MW core has no typical AGN-like gas-dusty torus but has so-called “circumnuclear disk” (CND) as a torus-like dusty-molecular gas around Sgr A* extending from $\sim 1 \text{ pc}$ to $\sim 5 \text{ pc}$ (see, e.g. [16, 32, 59]).

2.3. Isolation criterion. We accept as a working hypothesis that the MW’s features are caused by its evolution without major merging over the last 10 Gyr. We consider the isolation criterion of MWA galaxies on the scales of neighboring galaxies to study the role of satellites in the evolution of MWA galaxies.

The Milky Way can be considered an isolated galaxy during the long time of its evolution. The results of the high-resolution N-body simulations of last major merger by Naidu et al. [41] allowed in particu-

lar to determine both the orbital parameters of merging with two density profile breaks at $\sim 15\text{--}18 \text{ kpc}$ and 30 kpc as well as distribution of stellar and dark matter mass between GSE and Milky Way.

What is about minor mergers? How do the Magellanic Clouds (the gas reservoirs) influence the evolution of MW? Van den Bergh [62] assumes that the Magellanic Clouds may be interlopers from a remote part of the Local Group rather than true satellites of the Milky Way, i.e., the Large Magellanic Cloud (LMC) is on its first approach to the MW. Font et al. [19] and Jones et al. [28] investigated the significance of satellite effects and analyzed star formation rates in galaxy systems similar to the MW system using the projected distances between galaxies.

What is the future collision of the Milky Way with Andromeda galaxy [14, 63] in around 5 Gyr? Sawala et al. [55] used the Gaia and HST observational data to determine the dynamical process of merging the MW-M31 system. These authors predicted that M33 and LMC, as other members of the Local Group, can make this merger less likely because the LMC orbit runs perpendicular to the MW-M31 system orbit. Moreover, they found that existing uncertainties in the present kinematic and dynamic (masses) data for Local Group galaxies give a 50 % — 50 % probability of MW-M31 merger during the next 10 Gyr. Not only the correct distance moduli determination (see, for example, [15]) and the MW-M31 orbital geometry [1] but also the position of the Local Void lying adjacent to the Local Group [35, 36, 60] and the MW moving away from this void can play a certain role. To study the role of interaction with neighboring (dwarf/normal) satellite-galaxies in the evolution of MWAs, the isolation parameters for nearby galaxies are available (see, Sorgho et al. [58] for the AMIGA project). For example, the isolated galaxies selected from the 2MIG catalog exhibit **multiwavelength properties**, which are characterized by weak nuclear activity as compared with galaxies in the dense environment [11, 38, 48, 68] and faint luminosity in spectral ranges, especially in radio- and X-ray ranges [49, 64].

The **multiwavelength data** for exploiting spectral energy distributions (SED) of MWAs are also gathered in various observational sky surveys obtained by ground-based and space telescopes [65]. Therein, in our opinion, the galaxies most MW-like (MW twins)

deserve close attention. For example, the NGC 3521 is one of such MW twins as regarding baryon mass, rotation velocity, scaled disk length, and metallicity. Its multiwavelength observational data, including from the Ukrainian UTR-2 radio telescope in the decameter range [31], will be quite useful both to have a full SED of the NGC 3521 and to explain some MW features as the Galactic background radio emission or the North Polar Spur [39]. The archive of the UTR-2 radio telescope contains large volumes of 24-hour survey data for 4-5 positions on inclination.

An interesting expected result to find the view of the MW from the outside observer can be achieved using machine learning for classification by a range of photometric parameters (morphology details, optical radius, luminosity concentration index to the center, color indices, etc.) and image features (bar and bulge, structure of spiral arms, inclination angle, etc.) classification [12, 30, 66, 67] as well as the obtained 3-D kinematics of the MW red-giant and sub-giant stars, and the parameters of multiwavelength radiation of MWAs as additional indicators.

3. CONCLUSION

Our project for searching MWAs includes several research areas: 3D kinematics of stars of the MW; selected multiwavelength properties of MWA galaxies, including NGC 3521 as the most MW-like galaxy; the activity of the nuclei and SMBH masses of MWA galaxies; the gravitational coupling of selected MWA galaxies and the analysis of the significance of the influence of dwarf neighboring galaxies; cosmological simulations of the evolutionary tracks of MWA galaxies; search for the appearance of the MW for the outside observe by machine learning, which is based on the data of MWA-galaxies; the revealing for other features of the MW in comparison with the MWA galaxies.

Samples of candidates for the role of the MWAs should contain the maximum possible number of

MW features. This allows for optimizing the necessary and sufficient conditions for revealing MWAs. The number of candidates for MWA galaxies will increase quantitatively, and their study will, in turn, help to understand the appearance and features of the MW as an extragalactic object. Cosmological simulations TNG50, in turn, allow clarifying whether single/different evolutionary tracks lead to the formation of the MWA.

The Milky Way galaxies-analogues provide an alternative insight into the various pathways that lead to the formation of disk galaxies with properties similar to the Milky Way. Such an approach will make it possible to widely formulate the necessary and sufficient conditions for the detection of MWA galaxies as well as to reveal other MW multiwavelength features. In our cosmological co-moving volume, the MWAs can be identified in solving the multi-parameter task of optimizing those quantitative and qualitative characteristics that should be as similar as possible to the MW features. This circumstance reflects the fact that available samples of MWAs contain the galaxies in the redshift range of the Local Universe.

Determining what our Galaxy (our big house) looks like from the outside is of great importance for astrophysics and astronomy's popularization. Mankind has always been interested in whether our place of residence in the Universe is special or whether there are other similar places. First, there was a search for planets near other stars; after discovering the first exoplanets, the search began for terrestrial planets and planetary systems similar to the Solar System. The search for MWA galaxies is the next step on this path.

Acknowledgments. The authors gratefully thank Prof. L. S. Pilyugin for the helpful discussion and to the anonymous Referee. The work is supported by the National Research Fund of Ukraine (Project No. 2023.03/0188, 2024–2026).

REFERENCES

1. Banik, I., Thies, I., Truelove, R., et al. (2022). 3D hydrodynamic simulations for the formation of the Local Group satellite planes. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **513**, Issue 1, 129–158. <https://doi.org/10.1093/mnras/stac722>
2. Becerra-Vergara E. A., Arghelles C. R., Krut A., et al. (2021). Hinting a dark matter nature of Sgr A* via the S-stars. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. Lett.*, **505**, Issue 1, L64–L68. <https://doi.org/10.1093/mnrasl/slab051>
3. Bland-Hawthorn, J., Gerhard, O. (2016). The galaxy in context: Structural, kinematic, and integrated properties. *Annu. Rev. Astron. and Astrophys.*, **54**, 529–596. <https://doi.org/10.1146/annurev-astro-081915-023441>
4. Boardman, N., Zasowski, G., Seth, A., et al. (2020). Milky Way analogues in MaNGA: multiparameter homogeneity and comparison to the Milky Way. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **491**, Issue 3, 3672–3701. <https://doi.org/10.1093/mnras/stz3126>
5. Boardman, N., Zasowski, G., Newman, J. A., et al. (2020). Are the Milky Way and Andromeda unusual? A comparison with Milky Way and Andromeda analogues. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **498**, Issue 4, 4943–4954. <https://doi.org/10.1093/mnras/staa2731>
6. Chandra, V., Semenov, V. A., Rix, H.-W., et al. (2024). The three-phase evolution of the Milky Way. *Astrophys. J.*, **972**, Issue 1, id.112, 16 p. <https://doi.org/10.3847/1538-4357/ad5b60>
7. Deason, A. J., Fattahi, A., Frenk, C. S., et al. (2020). The edge of the Galaxy. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **496**, Issue 3, 3929–3942. <https://doi.org/10.1093/mnras/staa1711>
8. Denyshchenko, S. I., Fedorov, P. N., Akhmetov, V. S., et al. (2024). Determining the parameters of the spiral arms of the Galaxy from kinematic tracers based on Gaia DR3 data. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **527**, Issue 1, 1472–1482. <https://doi.org/10.1093/mnras/stad3350>
9. de Vaucouleurs, G., Pence, W. D. (1978). Outsider’s view of the galaxy: Photometric parameters, scale lengths, and absolute magnitudes of the spheroidal and disk components of our galaxy. *Astron. J.*, **83**, 1163–1173. <https://doi.org/10.1086/112305>
10. Dmytrenko, A. M., Fedorov, P. N., Akhmetov, V. S., et al. (2023). The vertex coordinates of the Galaxy’s stellar systems according to the Gaia DR3 catalogue. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **521**, Issue 3, 4247–4256. <https://doi.org/10.1093/mnras/stad823>
11. Dobrycheva, D. V., Vavilova, I. B., Melnyk, O. V., Elyiv, A. A. (2018). Morphological type and color indices of the SDSS DR9 galaxies at $0.02 < z \leq 0.06$. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, **34**, Issue 6, 290. doi: 10.3103/S0884591318060028
12. Dobrycheva, D., Khramtsov, V., Vasylenko, M., et al. (2023). The CNN classification of galaxies by their image morphological peculiarities. *IAU Proc. (The Predictive Power of Computational Astrophysics as a Discovery Tool. Eds. D. Bisikalo, D. Wiebe, C. Boily)*, **362**, 111–115. <https://doi.org/10.1017/S1743921322001259>
13. Dodds-Eden, K., Gillessen, S., Fritz, T. K., et al. (2011). The two states of Sgr A* in the near-infrared: bright episodic flares on top of low-level continuous variability. *Astrophys. J.*, **728**, Issue 1, id. 37, 13 p. <https://doi.org/10.1088/0004-637X/728/1/37>
14. Dubinski, J., Mihos, J. C., Hernquist, L. (1996). Using tidal tails to probe dark matter halos. *Astrophys. J.*, **462**, 576. <https://doi.org/10.1086/177174>
15. Elyiv, A. A., Melnyk, O. V., Vavilova, I. B., et al. (2020). Machine-learning computation of distance modulus for local galaxies. *Astron. and Astrophys.*, **635**, id. A124, 7 p. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201936883>
16. Etzaluze, M., Smith, H. A., Tolls, V., et al. (2011). The galactic center in the far-infrared. *Astron. J.*, **142**, Issue 4, id. 134, 9 p. <https://doi.org/10.1088/0004-6256/142/4/134>
17. Fedorov, P. N., Akhmetov, V. S., Velichko, A. B., et al. (2021). Kinematics of the Milky Way from the Gaia EDR3 red giants and subgiants. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **508**, Issue 2, 3055–3067. <https://doi.org/10.1093/mnras/stab2821>
18. Fedorov, P. N., Akhmetov, V. S., Velichko, A. B., et al. (2023). Mapping the kinematic parameters of the Galaxy from the Gaia EDR3 red giants and sub-giants. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **518**, Issue 2, 2761–2774. <https://doi.org/10.1093/mnras/stac3218>
19. Font, A. S., McCarthy, I. G., Belokurov, V. (2021). Can cosmological simulations capture the diverse satellite populations of observed Milky Way analogues? *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **505**, Issue 1, 783–801. <https://doi.org/10.1093/mnras/stab1332>
20. Fraser-McKelvie, A., Merrifield, M., Arag\u00e3n-Salamanca, A. (2019). From the outside looking in: what can Milky Way analogues tell us about the star formation rate of our own galaxy? *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **489**, Issue 4, 5030–5036. <https://doi.org/10.1093/mnras/stz2493>
21. Gerhard, O. (2011). Pattern speeds in the Milky Way. *Memorie della Societa Astronomica Italiana Suppl.*, **18**, 185. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1003.2489>
22. Ghez, A. M., Salim, S., Weinberg, N. N., et al. (2008). Measuring distance and properties of the Milky Way’s central super-massive black hole with stellar orbits. *Astrophys. J.*, **689**, Issue 2, 1044–1062. <https://doi.org/10.1086/592738>

23. Goodwin, S. P., Gribbin, J., Hendry, M. A. (1998). The relative size of the Milky Way. *Observatory*, **118**, 201–208.
24. Grand, R. J. J., Deason, A. J., White, S. D. M., et al. (2019). The effects of dynamical substructure on Milky Way mass estimates from the high-velocity tail of the local stellar halo. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. Lett.*, **487**, Issue 1, L72–L76. <https://doi.org/10.1093/mnrasl/slz092>
25. Genzel, R., Eisenhauer, F., Gillessen, S. (2010). The Galactic Center massive black hole and nuclear star cluster. *Rev. Modern Phys.*, **82**, Issue 4, 3121–3195. <https://doi.org/10.1103/RevModPhys.82.3121>
26. Hammer, F., Puech, M., Chemin, L., et al. (2007). The Milky Way, an exceptionally quiet galaxy: Implications for the formation of spiral galaxies. *Astrophys. J.*, **662**, Issue 1, 322–334. <https://doi.org/10.1086/516727>
27. Han, J. J., Conroy, C., Zaritsky, D., et al. (2024). Our halo of ice and fire: Strong kinematic asymmetries in the Galactic Halo. <https://10.48550/arXiv.2406.12969>
28. Jones, M. G., Sand, D. J., Karunakaran, A., et al. (2024). Gas and star formation in satellites of Milky Way analogs. *Astrophys. J.*, **966**, Issue 1, id. 93, 18 p. <https://doi.org/10.3847/1538-4357/ad3076>
29. Kafle, P. R., Sharma, S., Lewis, G. F., et al. (2014). On the shoulders of giants: Properties of the stellar halo and the Milky Way mass distribution. *Astrophys. J.*, **794**, Issue 1, id. 59, 17 p. <https://doi.org/10.1088/0004-637X/794/1/59>
30. 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**, Issue 5, 27–55. <https://doi.org/10.15407/knit2022.05.027>
31. Konovalenko, A., Sodin, L., Zakharenko, V., et al. (2016). The modern radio astronomy network in Ukraine: UTR-2, URAN and GURT. *Exp. Astron.*, **42**, Issue 1, 11–48. <https://doi.org/10.1007/s10686-016-9498-x>
32. Lau, R. M., Herter, T. L., Morris, M. R. et al. (2013). SOFIA/FORCAST Imaging of the circumnuclear ring at the galactic center. *Astrophys. J.*, **775**, Issue 1, id. 37, 16 p. <https://doi.org/10.1088/0004-637X/775/1/37>.
33. Licquia, T. C., Newman, J. A., Bershady, M. A. (2016). Does the Milky Way obey spiral galaxy scaling relations? *Astrophys. J.*, **833**, Issue 2, article id. 220, 15 p. <https://doi.org/10.3847/1538-4357/833/2/220>
34. Licquia, T. C., Newman, J. A., Brinchmann, J. (2015). Unveiling the Milky Way: A new technique for determining the optical color and luminosity of our Galaxy. *Astrophys. J.*, **809**, Issue 1, article id. 96, 19 p. <https://doi.org/10.1088/0004-637X/809/1/96>
35. Lindner, U., Einasto, J., Einasto, M., et al. (1995). The structure of supervoids. I. Void hierarchy in the Northern Local Supervoid. *Astron. and Astrophys.*, **301**, 329. <https://doi.org/10.48550/arXiv.astro-ph/9503044>
36. Mazurenko, S., Banik, I., Kroupa, P., et al. (2024). A simultaneous solution to the Hubble tension and observed bulk flow within 250 h⁻¹ Mpc. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **527**, Issue 3, 4388–4396. <https://doi.org/10.1093/mnras/stad3357>
37. McGaugh, S. S. (2016). The surface density profile of the Galactic disk from the terminal velocity curve. *Astrophys. J.*, **816**, Issue 1, article id. 42, 18 p. <https://doi.org/10.3847/0004-637X/816/1/42>
38. 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**, Issue 2, 1482–1495. <https://doi.org/10.1093/mnras/stv950>
39. Miroshnichenko, A. P. (2009). The North Polar Spur as a jet of our Galaxy. *Radio Phys. and Radio Astron.*, **14**, 5. <https://doi.org/10.1615/RadioPhysicsRadioAstronomy.v1.i2.10>
40. Mutch, S. J., Croton, D. J., Poole, G. B. (2011). The mid-life crisis of the Milky Way and M31. *Astrophys. J.*, **736**, Issue 2, article id. 84, 11 p. <https://doi.org/10.1088/0004-637X/736/2/84>
41. Naidu, R. P., Conroy, C., Bonaca, A., et al. (2021). Reconstructing the Last Major Merger of the Milky Way with the H3 survey. *Astrophys. J.*, **923**, Issue 1, article id. 92, 24 p. <https://doi.org/10.3847/1538-4357/ac2d2d>
42. PeZarrubia, J., Ma, Y.-Z., Walker, M. G., McConnachie, A. (2014). A dynamical model of the local cosmic expansion. Mpc. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **443**, Issue 3, 2204–2222. <https://doi.org/10.1093/mnras/stu879>
43. Pilyugin, L. S., Grebel, E. K., Kniazev, A. Y. (2014). The abundance properties of nearby late-type galaxies. I. The data. *Astron. J.*, **147**, Issue 6, article id. 131, 24 p. <https://doi.org/10.1088/0004-6256/147/6/131>
44. Pilyugin, L. S., Grebel, E. K., Zinchenko, I. A., et al. (2019). Relations between abundance characteristics and rotation velocity for star-forming MaNGA galaxies. *Astron. and Astrophys.*, **623**, id. A122, 28 p. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201834239>
45. Pilyugin, L. S., Tautvaišienė, G. (2024). Two sequences of spiral galaxies with different shapes of the metallicity gradients. *Astron. and Astrophys.*, **682**, id. A41, 20 p. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/202347032>
46. Pilyugin, L. S., Tautvaišienė, G., Lara-López, M. A. (2023). Searching for Milky Way twins: Radial abundance distribution as a strict criterion. *Astron. and Astrophys.*, **676**, id. A57, 28 p. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/202346503>
47. Pilyugin, L. S., Thuan, T. X., VRLichez, J. M. (2007). On the maximum value of the cosmic abundance of oxygen and the oxygen yield. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **376**, Issue 1, 353–360. <https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2007.11444.x>

48. 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**, Issue 3, 2209–2223. <https://doi.org/10.1093/mnras/stu2556>
49. Pulatova, N. G., Vavilova, I. B., Vasylenko, A. A., et al. (2023). Radio properties of the low-redshift isolated galaxies with active nuclei. *Kinematika i fizika nebesnyh tel*, **39**, Issue 2, 47–72. <https://doi.org/10.15407/kfnt2023.02.047>
50. Reid, M. J., Menten, K. M., Brunthaler, A., et al. (2019). Trigonometric parallaxes of high-mass star-forming regions: Our view of the Milky Way. *Astrophys. J.*, **885**, Issue 2, article id. 131, 18 p. <https://doi.org/10.3847/1538-4357/ab4a11>
51. Queiroz, A. B. A., Chiappini, C., Perez-Villegas, A., et al. (2021). The Milky Way bar and bulge revealed by APOGEE and Gaia EDR3. *Astron. and Astrophys.*, **656**, id. A156, 27 p. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/202039030>
52. Quillen, A. C. (1996). Morphology of cold bars in early and late type galaxies. <https://doi.org/10.48550/arXiv.astro-ph/9609041>
53. Rix, H.-W., Bovy, J. (2013). The Milky Way’s stellar disk. Mapping and modeling the Galactic disk. *Astron. and Astrophys. Rev.*, **21**, article id. 61. <https://doi.org/10.1007/s00159-013-0061-8>
54. Rix, H.-W., Chandra, V., Zasowski, G., et al. (2024). The extremely metal rich knot of stars at the heart of the Galaxy. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2406.01706>
55. Sawala, T., Delhomelle, J., Deason, A. J., et al. (2024). Apocalypse when? No certainty of a Milky Way – Andromeda collision. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2408.00064>
56. Semenov, V. A., Conroy, C., Chandra, V., et al. (2024). Formation of Galactic Disks. I. Why Did the Milky Way’s Disk Form Unusually Early? *Astrophys. J.*, **962**, Issue 1, id. 84, 18 p. <https://doi.org/10.3847/1538-4357/ad150a>
57. Shen, J., Zheng, X.-W. (2020). The bar and spiral arms in the Milky Way: structure and kinematics. *Res. in Astron. and Astrophys.*, **20**, Issue 10, id. 159, 18 p. <https://doi.org/10.1088/1674-4527/20/10/159>
58. Sorgho, A., Verdes-Montenegro, L., Hess, K. M., et al. (2024). The AMIGA sample of isolated galaxies — effects of environment on angular momentum. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **528**, Issue 2, 1630–1654. <https://doi.org/10.1093/mnras/stae006>
59. Tsuboi, M., Kitamura, Y., Uehara, K., et al. (2018). ALMA view of the circumnuclear disk of the Galactic Center: tidally disrupted molecular clouds falling to the Galactic Center. *Publ. Astron. Soc. Jap.*, **70**, Issue 5, id. 85, 25 p. <https://doi.org/10.1093/pasj/psy080>
60. Tully, R. B., Fisher, J. R. (1987). Nearby galaxies Atlas. Cambridge: University Press.
61. Tuntipong, S., van de Sande, J., Croom, S. M., et al. (2024). The SAMI galaxy survey: on the importance of applying multiple selection criteria for finding Milky Way analogues. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **533**, Issue 4, 4334–4359. <https://doi.org/10.1093/mnras/stae2042>
62. van den Bergh, S. (2006). The Dwarf Satellites of M31 and the Galaxy. *Astron. J.*, **132**, Issue 4, 1571–1574. <https://doi.org/10.1086/507332>
63. van der Marel, R. P., Fardal, M. A., Sohn, S. T., et al. (2019). First Gaia dynamics of the Andromeda System: DR2 proper motions, orbits, and rotation of M31 and M33. *Astrophys. J.*, **872**, Issue 1, article id. 24, 14 p. <https://doi.org/10.3847/1538-4357/ab001b>
64. 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 view1. *Astron. Nachr.*, **341**, Issue 8, 801–811. <https://doi.org/10.1002/asna.202013783>
65. Vavilova, I., Dobrycheva, D., Vasylenko, M., et al. (2020). Multiwavelength extragalactic surveys: Examples of data mining. Knowledge discovery in big data from astronomy and Earth observation, 1st Edition. Ed. by P. Skoda and A. Fathallahman. Elsevier, 307–323. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-819154-5.00028-X>
66. Vavilova, I. B., Dobrycheva, D. V., Vasylenko, M. Y., 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. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/202038981>
67. Vavilova, I. B., Khrantsov, 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**, Issue 1, 3–22. <https://doi.org/10.15407/knit2022.01.003>
68. 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. Rep.*, **55**, Issue 7, 608–615. <https://doi.org/10.1134/S1063772911070092>
69. Watkins, L. L., van der Marel, R. P., Sohn, S. T., et al. (2019). Evidence for an Intermediate-mass Milky Way from Gaia DR2 Halo Globular Cluster Motions. *Astrophys. J.*, **873**, Issue 2, article id. 118, 13 p. <https://doi.org/10.3847/1538-4357/ab089f>

70. Wylie, S. M., Clarke, J. P., Gerhard, O. E. (2022). The Milky Way's middle-aged inner ring. *Astron. and Astrophys.*, **659**, id. A80, 8 p. <https://doi.org/10.1051/0004-6361/202142343>

Стаття надійшла до редакції 16.09.2024

Після доопрацювання 17.09.2024

Прийнято до друку 17.09.2024

Received 16.09.2024

Revised 17.09.2024

Accepted 17.09.2024

*I. B. Вавилова*¹, д-р фіз.-мат. наук, проф., зав. відділу

E-mail: irivav@mao.kiev.ua

*П. М. Федоров*², д-р фіз.-мат. наук, зав. лаб.

*Д. В. Добричева*¹, канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

*О. М. Сергієнко*¹, канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

*А. А. Василенко*¹, канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

*А. М. Дмитренко*², канд. фіз.-мат. наук, наук. співроб.

*В. П. Храмов*², аспірант

*О. В. Компанієць*¹, мол. наук. співроб.

¹ Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України

вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143

² Науково-дослідний інститут астрономії Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна

пл. Свободи 4, Харків, Україна, 61022

ПЕРСПЕКТИВНИЙ ПІДХІД ДО ВИЗНАЧЕННЯ «ГАЛАКТИК-АНАЛОГІВ ЧУМАЦЬКОГО ШЛЯХУ»

Наша Галактика — Чумацький Шлях — має певні особливості будови та еволюції. При пошуку галактик-аналогів Чумацького Шляху зазвичай враховують морфологічні, фотометричні, кінематичні та хемодинамічні властивості. Виявлення галактик-аналогів із більшою кількістю одночасних параметрів відбору, а також більш суворими обмеженнями на певний параметр, дає вибірку галактик-аналогів із властивостями, ближчими до справжніх властивостей Чумацького Шляху. Зазвичай такі параметри Чумацького Шляху, як морфологічний тип, світність, показники кольору, структурні параметри (розмір, бар, балдж, тонкий та товстий диски, внутрішнє кільце, гало), співвідношення світності балджа до загальної, зоряна маса, темп зореутворення, металічність і швидкість обертання використовуються в різних комбінаціях для порівняння з іншими галактиками. При цьому зміщення деяких параметрів Чумацького Шляху у багатопараметричному просторі параметрів галактик-аналогів має бути значущим.

Мета роботи — надати короткий огляд проблематики та представити наш підхід до вивчення таких особливостей Чумацького Шляху та його галактик-аналогів, які збігаються (проект підтримується Національним фондом досліджень України). Ми пропонуємо максимально збільшити кількість досліджуваних параметрів Чумацького Шляху та створити різні вибірки галактик-аналогів у близькому космологічному об'ємі для їхньої подальшої оптимізації. Серед таких параметрів — тривимірна кінематика руху зір у заданій області Чумацького Шляху, низький вміст кисню на периферії, слабка активність ядра і відсутність значного злиття за останні 10 млрд років (критерій ізольованості). Такий підхід дозволить сформулювати необхідні та достатні умови для виявлення галактик-аналогів та виявити інші багатохвильові особливості Чумацького Шляху.

Ключові слова: Галактична та позагалактична астрономія — Морфологія галактик — Активні ядра галактик — Чумацький Шлях — Зоряна кінематика — Космологічна еволюція.