

ISSN 2409 - 4056

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

# **В і с н и к**

**Дніпропетровського  
університету**

Науковий журнал

Заснований у 1993 р.

---

**№ 4**

**Том 23**

**2015**

---

**РЕДАКЦІЙНА РАДА:**

---

чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **М. В. Поляков** (*голова редакційної ради*); старш. наук. співроб., проф. **В. І. Карплюк** (*заст. голови*); д-р фіз.-мат. наук, проф. **О. О. Кочубей**; д-р хім. наук, проф. **В. Ф. Варгалюк**; чл.-кор. НАПН України, д-р філос. наук, проф. **П. І. Гнатенко**; д-р фіз.-мат. наук, проф. **О. Г. Гоман**; д-р філол. наук, проф. **В. Д. Демченко**; д-р техн. наук, проф. **А. П. Дзюба**; д-р пед. наук, проф. **Л. І. Зеленська**; чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **В. П. Моторний**; чл.-кор. НАПН України, д-р психол. наук, проф. **Е. Л. Носенко**; д-р біол. наук, проф. **О. Є. Пахомов**; д-р іст. наук, проф. **В. С. Савчук**; д-р іст. наук, проф. **С. І. Світленко**; акад. Академії наук ВО України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **В. В. Скалозуб**; д-р філол. наук, проф. **Т. С. Пристайко**; чл.-кор. НАН України, д-р біол. наук, проф. **А. П. Травлєєв**; д-р техн. наук, проф. **Ю. Д. Шептун**.

---

**Серія:**  
**РАКЕТНО-КОСМІЧНА  
ТЕХНІКА**

**Випуск 18, том 1**

Дніпропетровський національний університет  
імені Олеся Гончара

*Друкується за рішенням вченої ради  
Дніпропетровського національного університету  
імені Олеся Гончара згідно з планом видань на 2015 р.*

**Рецензенти:**

д-р техн. наук, проф. А. П. Алпатов;  
д-р техн. наук, проф. М. Д. Коваленко.

Вісник фізико-технічного факультету Дніпропетровського національного університету містить оглядові статті з матеріалами наукових досліджень, виконаних у 2014–2015 рр.

Для фахівців у галузі ракетно-космічної техніки.

Вестник физико-технического факультета Днепропетровского национального университета содержит обзорные статьи с материалами научных исследований, выполненных в 2014–2015 гг.

Для специалистов в области ракетно-космической техники.

**Редакційна колегія:**

д-р техн. наук, проф. **Ю. Д. Шептун** (відп. ред.), д-р техн. наук, проф. **В. П. Малайчук** (заст. відп. ред.), д-р техн. наук, проф. **В. В. Авдєєв**, д-р техн. наук, проф. **Є. О. Джур**, д-р техн. наук, проф. **С. О. Давидов**, д-р техн. наук, проф. **М. М. Дронь**, д-р техн. наук, проф. **О. М. Петренко**, д-р техн. наук, проф. **О. В. Січевий**, д-р техн. наук, проф. **В.С. Хорошилов** (ДП КБ «Південне», м. Дніпропетровськ), д-р техн. наук, проф. **А. С. Кулик** (Національний аерокосмічний університет «ХАІ», м. Харків), д-р фіз.-мат. наук, проф. **К. С. Бактибеков** (Євразійський національний університет імені Л.М. Гумільова, Інститут космічних досліджень, м. Астана, Казахстан), д-р техн. наук, проф. **О. М. Капулкін** (Ізраїльський політехнічний університет, НДІ «Техніон», м. Хайфа, Ізраїль), канд. техн. наук, доц. **О. А. Шинкаренко** (Федеральний Університет Бразилії, м. Бразилія, Бразилія), канд. техн. наук, доц. **О. О. Манойленко** (відп. секр.).

UDC 621.45.048.3

S.R.V. Filho, O. Shynkarenko, L.T.C. Habl, I.S.K. Ishioka

*University of Brasilia*

## PRELIMINARY RESEARCH OF GAS TORCH IGNITION SYSTEM FOR THE HYBRID ROCKET MOTOR

The work aims to describe the design and development process of an alternative concept, a torch ignition system that uses methane and nitrous oxide as propellant pair. This system architecture aims mainly to allow the performing of multiple ignitions and the re-usage of the main motor oxidizer to do so.

*Key words:* hybrid rocket motor, Ignition system, Gas torch, Flow simulation, Rocket combustion.

Досліджено процес альтернативної концепції системи запалювання, у якій використовують метан і закис азоту як паливну пару. Показано, що розроблювана архітектура системи запалювання призначена головним чином для здійснення декількох займань палива та повторного використання основного окиснювача для запуску двигуна.

*Ключові слова:* гібридний двигун ракети, система запалювання, газовий факел, моделювання потоку, згорання ракети.

Исследован процесс альтернативной концепции системы зажигания, в которой используются метан и закись азота в качестве топливной пары. Показано, что разрабатываемая архитектура системы зажигания главным образом предназначена для выполнения нескольких возгораний топлива и повторного использования основного окислителя для запуска двигателя.

*Ключевые слова:* гибридный двигатель ракеты, система зажигания, газовый факел, моделирование потока, сгорание ракеты.

**Introduction.** The development of hybrid propulsion technologies has become an area of great interest. The main objective in aerospace propulsion area is to develop new technologies for rockets motors that can provide the possibility of increasing the performance parameters and provide more reliability to the rockets motors. It is also important reducing of manufacturing costs.

Hybrid rocket motors use liquid oxidizer and solid fuel as propellants [6]. This kind of motor is an intermediate between a solid motor and a liquid propellant engine. The fuel is stored as a solid grain in the combustion chamber. The oxidizer is stored as a liquid in a separate tank. These motors have advantages such as safety operation compared with others types of rockets motors, multiple restart capabilities, higher specific impulse than solid rocket motors and low cost. The hybrid rocket motor presents extensive application in many fields of interest such as sounding rockets, missiles, manned rockets and others.

The ignition system is essential to ensure the operation of all types of rocket engines by the reason that it is responsible to providing the initiation of the combustion process in the combustion chamber of the motor. The ignition system must provide enough energy to pyrolysis the solid fuel as well as have enough residual energy to initiate combustion [3].

Ignition technology is a key aspect to be studied in order to ensure and improve the advantages of hybrid rocket motors. Ignition can be considered a critical step in the operation of a rocket engine. The system has to deliver a certain mass flow rate of a certain temperature into a combustion chamber. Dependent on the local mixture ratios in the combustion chamber and the temperature of the hot igniter gases, ignition occurs [8].

Different approaches have been used to ignite rocket motors. These include hypergolic reactants, resistive elements (low voltage), augmented high voltage spark (liquid bi-propellant torch), pyrotechnics, catalyzed monopropellants, gas-dynamics systems, and high power plasma arcs [3, p. 2].

The project of an efficient and reliable ignition system is a challenging task to do for hybrid rocket motors. In many cases, the ignition process may negate much of the hybrid motor's inherent simplicity or safety and may deny the ability to restart the motor [3]. In the literature, can be mentioned the work of Judson Jr., a Direct Electrical Arc Ignition of Hybrid Rocket Motors. The concept uses a spark to directly ignite the main propellants. This ignition concept allows for hybrid motor systems fully realize the safety, simplicity, and restartability advantages.

Research of the new ignition system is mostly executed by undergraduate students of Chemical Propulsion Laboratory in University of Brasilia (UnB).

**Purpose of the work.** In the context of hybrid rocket motors, the design of ignition system is a fundamental activity, since the ignition system is one of the systems that can ensure safety and reliability for a rocket, thereby increasing the viability of different types of space missions. By these reasons, it can be stated the importance of research in the field of ignition. Adhering to this context, this paper developed with the objective to present a new concept in ignition system.

This ignition system has how one of its advantages the fact of being simple manufacturing and be capable to ensure the possibility of multiple ignitions. It is showed a description of High Power Hybrid Rocket Ignition system applied to the ignition system proposed in this work. Simulations in the flow passing through this ignition system were made with the purpose of perform data analysis.

**Research methods.** The initial parameters used for the calculation are shown in tab. 1. They are formed to satisfy the motor operation and design constrains.

Table 1

System parameters

Initial data	
Initial combustion chamber pressure, kPa	1 ... 100
Initial temperature, K	213 ... 313
Fuel type	Paraffin, HDPE
Oxidizer type	Nitrox oxide
Mass flow of oxidizer, kg/s	1.5 ... 3.0
Design criteria	
Minimal number of ignitions:	16 x 3 seconds each
Reliability	High
TRL	5
Simplicity	possibility to manufacture by Brazilian industry
Possibility to recharge	for ground tests
Constrains	
Max. Volume	4 liters
Place of the ignition	Pre-chamber
Electric power	20W

**1. Analytical approach.** The system is designed to be operational in stoichiometric mixture properties. In order to ensure proper Oxidizer-to-Fuel (O/F) ratio following chemical process summary reaction calculated:



which gives the volumetric flow ratio, proportional to stoichiometric coefficients:

$$v[N_2O] = 0.8, v[CH_4] = 0.2,$$

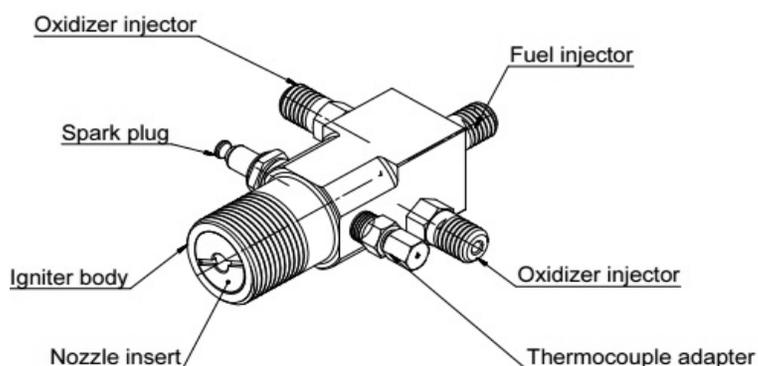
and with respect to equal pressure in feeding lines of propellants it gives the oxidizer to fuel injectors area ratio 4:1.

The combustion chamber geometry calculated by the models of liquid rocket engine design, described in Reference [2]. The following parameters were obtained: injectors geometry, combustion chamber length and diameter, shape of the igniter nozzle, etc. The calculations result in the preliminary mechanical structure, shown in fig. 1.

**2. Mechanical structure.** The structure of the ignition system presented in the Figure 1. The torch ignition system is modelled as a simple cylindrical combustor with a convergent nozzle. There are two oxidizer injectors and one fuel injector. The injectors for oxidizer and fuel have identical design. With the use of the same design for both injectors, the complexity for assembling the parts will be decreased thereby providing an ignition system of simple manufacturing. The simplicity of the ignition system is an important design criteria because it can reduce the manufacturing costs. The ignition system mechanical structure made in order to simplify the manufacturability by industry or university means.

Nozzle and injector inserts were designed in order to allow easy exchange between the parts, making possible regulate both the injection and nozzle configuration. Connected to the structure, there is a spark plug which is responsible to ignite the fuel/mixture by an electric spark.

For the construction of the ignition system, a suitable material that can be applied is the stainless steel due to its good mechanical and thermal properties.



**Fig. 1. Structure of the ignition system**

The ignition system operation can be described briefly as follows: The methane is injected in a simple axial configuration by the fuel injector. The oxidizer, nitrous oxide, is injected by the oxidizer injector. After being injected, the methane mixes with nitrous oxide and as consequence, the methane receives rotational momentum from the oxidizer flow. This rotational momentum causes swirl in the torch chamber. The swirl method provides self-cooling of the torch chamber. The purpose of the self-cooling provided by the swirl injection method is protect the body material against combustion's heat.

In the end part of the igniter body, the mixture between the fuel and oxidizer should provide the energy required for the combustion.

**3. Numerical simulation.** Simulation of flow process inside the ignition system can give various advantages compared to the analytical calculations. There are different possibilities to do the simulation and choose the model of processes. In general, the following processes inside the gas-torch ignition system have to be taken into consideration: Flow of sub- and supersonic compressible fluids; Multicomponent one-phase mixtures; Combustion of non-premixed flow; Boundary layer; Real wall-gas interaction.

One of the possible software, which corresponds all these requirements, is ANSYS CFX. Unfortunately, the time limitation of the project execution, and also the cost of the program components did not allow to provide the full model simulation.

The other possibility which was available, is to provide assumptions and use the other software for the simulation of the flow processes. The simplifications of the flow physics are: One-component flow of the combustion products with the average combustion temperature; Non-reacting flow; Non-viscous flow (at high-Reynolds numbers); Constant wall temperature, because of short heat exchange time.

The commercial software used for the simulation is SolidWorks. Allowing the 3D solid modelling and simulation inside the application, decreases the design and calculation time of the product.

The model chosen for the flow simulation described by 3D compressible non-viscous flow equations. The solver of the program uses 2-nd approximation order for time and space derivatives.

Boundary conditions of the task are:

- real wall with constant temperature of 400K, as the assumption of the heat transfer between the combustion zone and the wall during the short time (0,1 s);
- inlets of the oxidizer and fuel injectors receiving propellants in gas state, and also the outlet of the ignition system, with parameters described in tab. 2. The outlet boundary conditions are set as «Ambient pressure» option, which allows to correct the outlet pressure at the exit of the igniter.

Initial conditions of the flow are also shown in tab. 2.

Computation goals are stabilized aerodynamic parameters inside the computational domain.

Table 2

Flow parameters

Parameter / Conditions	Fuel inlet	Oxidizer inlet	Outlet
Mass Flow, $10^{-3}$ kg/s	7.1	63	-
Static temperature, K	3000	3000	-
Static Pressure, MPa	3	3	-
Ambient Pressure, MPa	-	-	0.1
Mixture molar concentrations	[N <sub>2</sub> ] = 4/7; [CO <sub>2</sub> ] = 1/7; [H <sub>2</sub> O] = 2/7		

The adaptive mesh was chosen for the internal flow problem. Initial mesh resolution is 25x9x18 cells, which was adapted for increasing the simulation accuracy by the program in zones of detailed geometry and large gradients of flow parameters. The resulting internal cells of the mesh in main cross-section layer are shown on the fig. 2. Totally, computational domain consists of 15.000 cells.

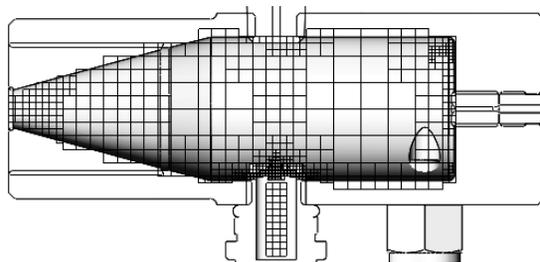


Fig. 2. Computational mesh cross-section (internal flow cells are shown only)

The simulation of the unsteady flow with described initial and boundary condition was made. The simulation goals were reached after 90.000 time steps – steady

aerodynamic parameters inside the computational volume. The physical simulation time is 0.1s, which gives the average time step approximately  $Dt = 1.1 \times 10^{-6}$  s.

**4. Study of electric circuit.** The electrical component of the system is a generator of such voltage among the terminals that induces an electrical field in the environment. This electrical field is capable to break the insulation properties of the gas (dielectric) around the electrodes. By other words, it generates an electrical field among the electrodes that is strong enough to transform a dielectric material in a conductor of electricity, because the electric field tends to make the electrons of the gas atoms go far from the nucleus and when it rises to a given value, the pushing force can be bigger and makes the electrons to flow [6]. A dielectric is an electrical insulation (a material or substance with high electrical resistance) such as atmospheric air [7].

In the dielectric materials, the electrons are attached to the nucleus in way that does not allow them to move across the atomic structure of the material. The minimum value of the electric field that makes possible the flow of electrons in a dielectric material (substance) is called dielectric strength [7]. This means that when the dielectric strength of the material is broken, the dielectric becomes a conductor. When it happens, is possible to note the dissipation of the electric energy into radiation (light), thermal energy due to the heating of the gas, and mechanical energy (sound) [7].

In space, the generation of a high quantity of electricity can be difficult, because of the limitations from generators like solar panels and the weight in case of using a great amount of batteries. Due to this, the ideal spark generator for this category of rocket ignition system must be effective with the minimum amount of electric energy possible. This study tries to follow this concept, by using a low power DC battery, aimed to generate the required sparks.

In order to proceed with the control of the ignition system tests, seemed convenient to use programming LabView. The electrical characteristic of this system grant reliability due to the capacity of multiple ignitions. Its behavior on field tests is still uncertain, and should be investigated. The flight model of the system will be composed of a flight computer can be programmed to receive a radio frequency command (uplink), to activate the spark plug and open/close valves, or can be programmed in order to ignite in a given time, and in a sequence of times, in order to perform orbital insertion maneuvers, for instance. The board computer can be either a simple Arduino or other with greater processing power, which the correct one to be chosen, depends of the necessity of the applications. In bench tests an Arduino is quite enough to provide control to the engine ignition, by Lab View programming.

The key component is the transformer, which is going to increase the voltage. The electrical system can be analyzed by the diagram below.

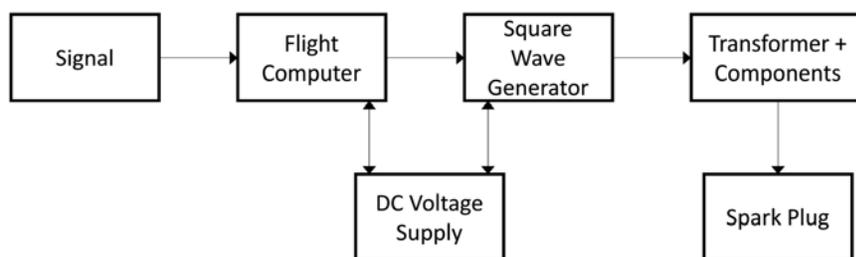


Fig. 3. The electrical system schematics

The flight computer of the system is going to control when the sparks are generated. To do this, he will be placed in the circuit as a switch, and in the same sense that a switch in the house controls when the light is turned on or off, the computer will turn on or off the Square Wave Generator. When this generator is turned on, the square wave signal is generated and then this should excite the high voltage generator.

The transformer only can work with alternate current (AC), but as space flight compact equipment, the system can only have DC power supplies, such as a battery. Because of this the square wave generator is used, as it can transform a DC voltage to pulsed DC (square wave), in a way of trying to approximate the signal to a sinusoidal AC and make the transformer to work, increasing the voltage.

After the transformer and some components, the spark plug discharges the voltage in the gas, when ignition is expected.

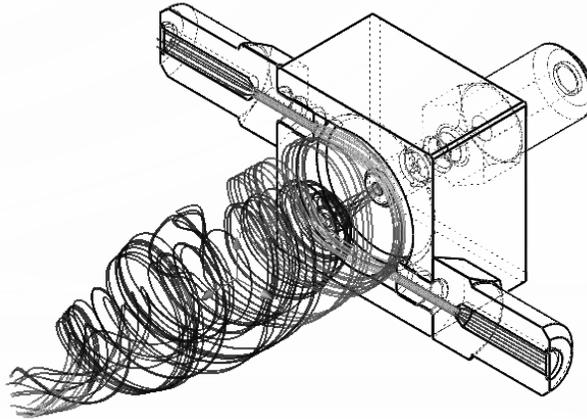


Fig. 4. Path-lines in computational volume, starting from injectors

**Results.** The flow structure presented on fig. 4 shows the path-lines of the gas virtual particles. Presented flow structure has the following characteristics. Oxidizer flow injected in swirl configuration, distributed on the periphery of the igniter body. Fuel flow injected axially, mixes with oxidizer and receiving rotational momentum of the oxidizer flow. Two flows are mixed forming the preferable conditions for the combustion of the mixture. Same time, periphery and axial flows are not mixed completely near the wall and in igniter central axis. It prevents flame to appear on the wall, allowing efficient cooling of the igniter surface. At the nozzle part of the igniter, two flows are mixed enough to support the combustion in entire cross-section. Higher temperature of the flame in the nozzle puts additional requirements to the nozzle insert material. Same time, stoichiometric composition can be reached at the spark plug igniter, which ensures the flame stabilization.

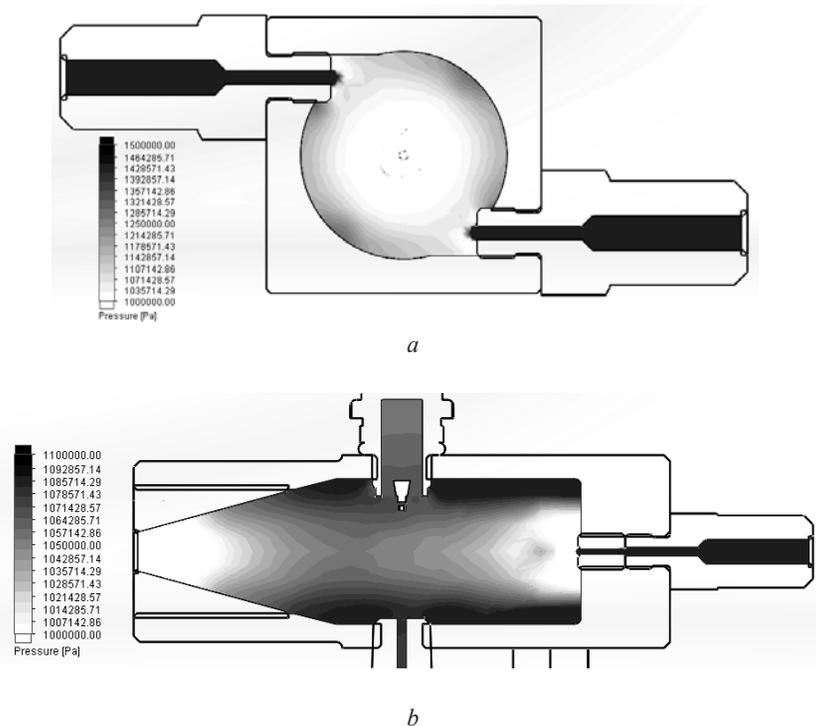
The fig. 4 also shows that spark plug device and thermocouple adapter do not brake the cooling vortex of oxidizer. The distribution of the pressure, presented on fig. 5 shows the pressure load distribution for the further structural design and mass minimization process. Maximum design pressure inside the ignition system during the motor operation initiation is around 11bar. However, the motor chamber nominal pressure in limits of 30...50bar puts additional requirements to the strength of the ignition system. Totally, with means of the safety factor, the ignition chamber wall may be reduced to value, less then 1.5mm. Optimization of the mass of igniter body puts additional requirements to the manufacturability and machining tools.

The velocity distribution near the spark plug device (fig. 6) shows the limits of the Mach number around 0.0...0.18. For the cold oxidizer gas and premixed flow with the fuel it results in velocity in average of 35m/s. According to the reference [5], the flame formed near the spark with velocity less then 50m/s is stable and will not separate from the plug. The small recirculation zone is supporting flame stabilization as well.

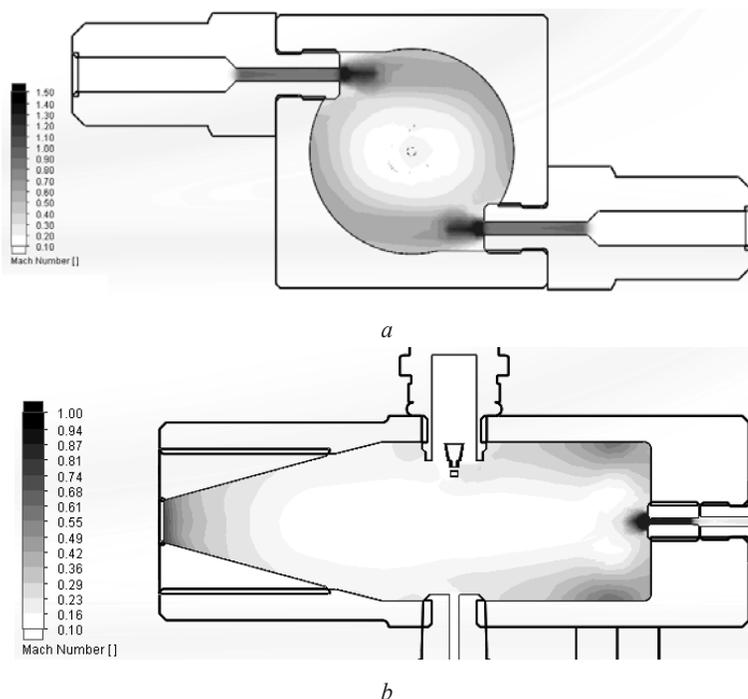
**Circuit Tests.** The complete circuit was still not tested but some parts.

The last tests of the Square Wave Generator of the circuit showed good results. The output of this part of the circuit was capable to generate a square wave without

many imperfections. To simulate the battery, the input voltage used was 14 V. After the generator, the result as expected was a square wave with the following parameters obtained by using the oscilloscope: VPP = 13.4V, Frequency = 60,86Hz, Prd = 16,43ms.



**Fig. 5. Pressure distribution in cross-sections**  
*a* – of vortex injectors; *b* – of axial plane



**Fig. 6. Mach number distribution in cross-sections:**  
*a* – of vortex injectors; *b* – of axial plane

The AC usually frequency is 50 – 60 Hz, so the result obtained by the generator is good, 60, 86 Hz. The pulsed signal voltage of 13,4V is the one that the transformer will increase.

To increase the voltage of the transformer, can be associated a Cockcroft Watson Generator, which consists of capacitors and diodes arranged in such geometry that stages can be added. As more stages grater is the output voltage, but bigger is the impedance, so the optimal number of stages should be selected [4].

**Conclusion.** Provided simulation showed the distribution of the flow parameters inside the model of the ignition system. Future step an be the one-dimensional analysis of the flow with combustion in non-commercial or commercial software. Use of the SolidWorks showed problems of the simulation algorithms, such as extremely long simulation time of the compressible non-viscous flows. It hopefully will stimulate student's research of the non-commercial simulation software with higher performance and possibilities.

Although the study of the ignition system seems show good results, is unknown its behavior on the space environment, then space conditions tests are required.

### References

1. **Dobrovolsky, M.V.** Liquid propelled rocket engines [Text] / M.V. Dobrovolsky. – M.: Mashinostroenie, 1968. – 396 p.
2. **Jain, S.R.** Self-igniting Fuel-oxidizer Systems and Hybrid Rockets [Text] / S.R. Jain S.R. // NISCAIR-CSIR. – 2003. – Vol. 62. – P. 293–310.
3. **Judson, Jr.** Direct Electrical Arc Ignition of Hybrid rocket motors [Text] / Jr. Judson, I. Michael. – Utah State University, 2015. – 90 p.
4. **Dwivedi, C. K.** Multi-purpose low cost DC high voltage generator (60 kV output), using Cockcroft-Walton voltage multiplier circuit [Electronic resource] / C. K. Dwivedi, M. B. Daigavane.–Access mode: [http://www.academicjournals.org/article/article1379584824\\_Dwived%20and%20Daigva.05/20/2015](http://www.academicjournals.org/article/article1379584824_Dwived%20and%20Daigva.05/20/2015).–Title from screen.
5. **McAllister, S.** Fundamentals of Combustion Processes, Springer [Text] / S. McAllister, Jyh-Yuan Chen, A. Carlos Fernandez-Pello. – 2011.–302 p.
6. **Tian, H.** Ignition theory investigation and experimental research on hybrid rocket motor [Text] / H. Tian, X. Li, G. Cai // Aerospace Science and Technology. – 2014. – V. 42.– P. 334–341.
7. UFMG. Dielétricos e Capacitores, Capítulo 5. [Electronic resource]. – Access mode: <http://www13.fisica.ufmg.br/~feletr/NEMES/capitulo-5.pdf>. Date of visualization: April 28<sup>th</sup>. 2015. – Title from the screen.
8. **Welland, H.M.** Future Igniter Technologies. Aerospace Propulsion Products [Text] / H. M. Welland, M.J. Brauers, E.J. Vermeulen. – 2010. – 8 p.

*Надійшла до редколегії 04.06.2015*

УДК 629.7.036:621.452.022(075.8)

**О. П. Бадун, Г. А. Горбенко, С. О. Дешевих, О. Ю. Стрельченко, П. П. Філіппенко**  
*Державне підприємство «Конструкторське бюро “Південне” ім. М. К. Янгеля»*

### ВПЛИВ ВІЛЬНОГО ГАЗУ НА АНТИКАВІТАЦІЙНІ ЯКОСТІ ШНЕКО-ВІДЦЕНТРОВОГО НАСОСА

**Наведено результати аналізу отриманих експериментальних даних кавітаційних характеристик насосів, спроектованих в ДП КБ «Південне». Надано рекоменда-**

**ції щодо проектування шнеко-відцентрових насосів, до роботи яких висувають особливі вимоги, а саме робота на рідині з вільними газовими включеннями.**

*Ключові слова:* рідинний ракетний двигун, турбонасосний агрегат, шнеко-відцентровий насос, шнек, кавітація.

**Представлены результаты анализа полученных экспериментальных данных кавитационных характеристик насосов, спроектированных в ГП КБ «Южное». Даны рекомендации по проектированию шнеко-центробежных насосов, к которым предъявляют особые требования, а именно их работа на жидкости со свободными газовыми включениями.**

*Ключевые слова:* жидкостный ракетный двигатель, турбонасосный агрегат, шнеко-центробежный насос, шнек, кавитация.

**The given results of the experimental data analysis of cavitation characteristics of pumps designed in SDO «Yuzhnoe». Recommendations for the design of the screw-rotary pumps which have special requirements of its exploitation exactly as its operating on a fluid with free gas inclusions.**

*Key words:* liquid rocket engine, turbopump unit, screw centrifugal pump, screw, cavitation.

**Вступ.** У зв'язку із специфікою застосування рідинного ракетного двигуна до умов роботи агрегатів живлення висувають спеціальні вимоги, а саме стабільна робота насоса на рідині з вільними газовими включеннями. Дана вимога зумовлена тим, що для створення необхідного тиску компонентів на вході в двигун у більшості випадків використовують наддув баків інертними газами, що частково розчиняються в рідині. До того ж деякі двигуни працюють в умовах відсутності гравітації, при цьому компонент може вільно переміщуватися в просторі баку, що суттєво ускладнює його забір. У таких випадках застосовують капілярну систему забору, не здатну гарантувати 100% забір рідини.

За таких обставин на вході в насос РРД можуть бути гази, вивільнені у разі газорозрідження компонента, та вільні гази через недосконалість системи забору компонента в умовах відсутності гравітації. Як відомо, газ знижує кавітаційні властивості насоса, а велика його кількість може взагалі призвести до зриву роботи насоса. Найбільш прийнятним рішенням щодо даного питання є підвищення тиску компонентів на вході шляхом підвищення тиску в баках РН або використання бустерних насосів. Однак даний спосіб призводить або до погіршення масових характеристик ракети, або до ускладнення конструкції агрегатів системи подачі.

Найбільш прийнятними відносно вимог до насосів РРД, а тому й найбільш поширеними в ракетній техніці, є шнеко-відцентрові насоси.

Відпрацювання агрегатів системи подачі нового двигуна відбувається поетапно.

Як правило, автономні випробування насоса, працюючого на рідині з вільними газовими включеннями, проводять на вже обраній конструкції відносно забезпечення енерго-масових характеристик, тому суттєво змінити проточну частину насоса за результатами даних випробувань досить складно. До того ж важливо, щоб конструктор на всіх етапах відпрацювання насоса міг досить чітко спрогнозувати його кавітаційні властивості у разі роботи на рідині з вільними газовими включеннями.

**Ціль роботи** – аналіз можливості збільшення антикавітаційних якостей шнеко-відцентрових насосів, що перекачують рідини з вільними газовими включеннями.

**Постановка питання.** Аналізуючи кавітаційні якості насосів, найчастіше використовують поняття безрозмірного кавітаційного коефіцієнта швидкохідності:

$$C_{kp} = \frac{5,62 \cdot \sqrt{Q/n}}{(\Delta h_{kp}/n^2)^{3/4}},$$

де  $Q$  – об’ємна витрата насоса;

$n$  – число обертів вала;

$\Delta h_{kp}$  – критичний кавітаційний запас насоса, його розраховують як

$$\Delta h_{kp} = \frac{(p_{zp} - p_s)}{\rho g} + \frac{C_{вх}^2}{2g},$$

де  $p_{zp}$  – тиск зриву насоса під час випробування;

$p_s$  – тиск насиченої пари робочої рідини;

$\rho$  – густина робочої рідини.

Методи проектування проточної частини шнеків та відцентрових насосів з метою отримання заданих антикавітаційних якостей описані досить широко й нині існує багато літератури на цю тему. В даній роботі йдеться мова про вплив фізичних властивостей робочого тіла, а саме наявності газу в рідині, на кавітаційні характеристики насоса.

У процесі відпрацювання нового шнеко-відцентрового насоса для перевірки розрахункових даних і працеспроможності проводять гідравлічні випробування зі зняттям напірних та кавітаційних характеристик. Як правило, для забезпечення техніки безпеки випробування проводять на воді, з подальшим перерахунком отриманих результатів випробування на робочу рідину насоса.

Виділяють п’ять основних характеристик робочої рідини, що впливають на кавітаційну характеристику насоса, а саме:

- густина;
- тиск насиченої пари;
- теплофізичні якості;
- в’язкість;
- наявність вільних газових включень.

Для врахування перших чотирьох факторів у літературі можна знайти чіткі формули перерахунку, щодо останнього, то тут виникає ряд ускладнень.

Даним питанням займались Боровський Б. Й., Петров В. І., Чабаєвський В. Ф. та Овсянников Б. В. У своїх працях перші три автори [1; 3] пропонують емпіричну залежність зміни безрозмірного кавітаційного коефіцієнта швидкохідності від відносного вмісту газу в рідині, оскільки залежність емпірична не має гарантій того, що вона підходить і для насосів РРД, працюючих в дуже складних умовах.

Овсянников Б. В в своїй книзі [2] запропонував використовувати припущення про ідентичність механізму виникнення зривного кавітаційного режиму насоса, що перекачує однофазну та двофазну суміші, але незрозуміло, до якої саме величини вмісту газу та за яких умов роботи насоса можна використовувати дане припущення.

З вищенаведених причин питання вивчення зміни кавітаційних якостей насосів, працюючих на двофазних сумішах досить актуальне.

**Застосовані методи.** По-перше, для досягнення поставленої мети були проведені гідравлічні випробування для перевірки припущення про ідентичність механізму виникнення зривного кавітаційного режиму насоса, що перекачує однофазну та двофазну суміші. Для цього на різних режимах були зняті кавітаційні характеристики насоса окиснювача РД861К під час роботи насоса на воді з вдювом в його вхідні магістралі газу та за збільшеної витрати. Режими випробувань наведені в табл. 1.

По-друге, був проведений аналіз статистики експериментальних даних випробувань насосів в КБ-4 ДП КБ «Південне». В КБ-4 спроектовано та відпрацьовано декілька двигунів, у технічному завданні до яких була вимога щодо їх працеспроможності на рідині з вільними газовими включеннями. Кожен із даних двигунів має насосну систему подачі компонентів палива.

Під час відпрацювання агрегатів систем подачі були проведені їх автономні випробування зі зняттям кавітаційних характеристик як на деаерованій рідині, так і газорідній суміші. За результатами випробувань були побудовані залежності зміни відносного кавітаційного коефіцієнта швидкохідності ( $C_{крr}/C_{кр_{НОМ.Р}}$ ) від відносного вмісту газу в рідині ( $Q_r/Q_{НОМ.Р}$ ), що перекачує насос. Отримані залежності були порівняні з двома емпіричними залежностями, запропонованими Петровим В. І. й Чабаєвським В. Ф. [3]. Першу автори рекомендують використовувати у разі узгодження між параметрами шнека і відцентрового колеса. За цієї умови зниження антикавітаційних якостей насоса відбувається за рахунок зниження напору шнека, а другу – за неузгодження, коли тиск зриву насоса залежить лише від відцентрового колеса.

Таблиця 1

**Режими випробувань насоса, працюючого із збільшеною витратою й на рідині з вільними газовими включеннями**

№ режиму	Кавітаційні характеристики насоса на рідині з вільними газовими включеннями	Кавітаційні характеристики насоса зі збільшеною витратою
1	$Q_r(0,03 \times Q_{НОМ.Р}) + Q_{НОМ.Р}$	$1,03 \times Q_{НОМ.Р}$
2	$Q_r(0,05 \times Q_{НОМ.Р}) + Q_{НОМ.Р}$	$1,05 \times Q_{НОМ.Р}$
3	$Q_r(0,07 \times Q_{НОМ.Р}) + Q_{НОМ.Р}$	$1,07 \times Q_{НОМ.Р}$
4	$Q_r(0,09 \times Q_{НОМ.Р}) + Q_{НОМ.Р}$	$1,09 \times Q_{НОМ.Р}$

Примітка:  
 1.  $Q_r$  – об’ємна витрата газу ( $m^3/c$ );  
 2.  $Q_{НОМ.Р}$  – об’ємна витрата рідини насоса на номінальному режимі ( $m^3/c$ )

**Отримані результати.** Проведені гідравлічні випробування насоса окиснювача РД861К показали, що зрив роботи насоса за збільшеної витрати настає у випадку менших тисків на вході в насос, ніж за наявності газу в рідині. Зі зростанням кількості відносного газового вмісту різниця між тиском зриву насоса, працюючого на збільшеній витраті й на рідині з вільними газовими включеннями, збільшується.

Отримані кавітаційні характеристики насоса, працюючого із збільшеною витратою й на рідині з вільними газовими включеннями, наведені на Рис. 1, 2, а величини тисків зриву – в табл. 2.

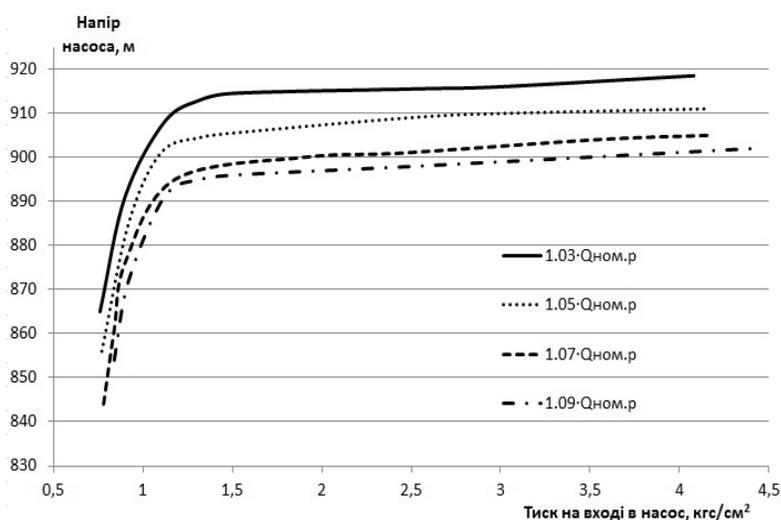


Рис. 1. Кавітаційні характеристики насоса зі збільшеною витратою

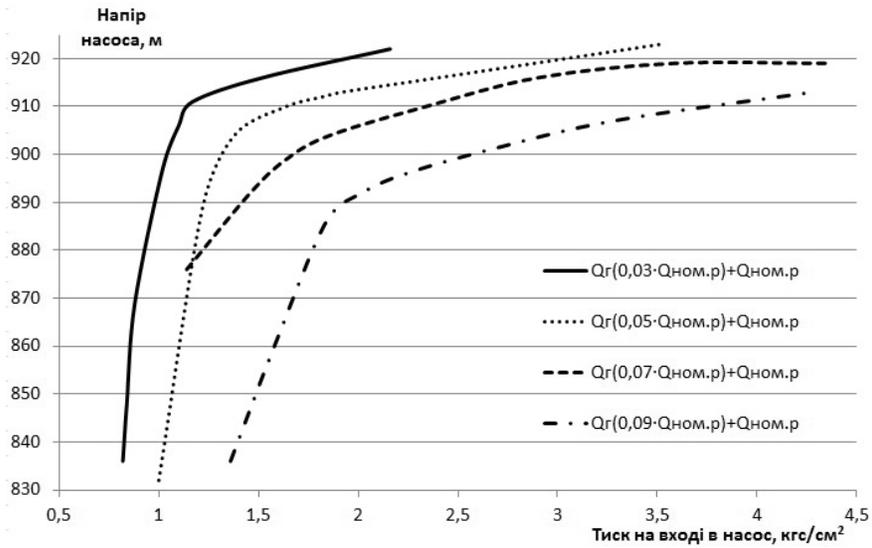


Рис. 2. Кавітаційні характеристики насоса на рідині з вільними газовими включеннями

Таблиця 2

Порівняння величин тисків зриву насоса, працюючого із збільшеною витратою й на рідині з вільними газовими включеннями

№ режиму	Тиск зриву насоса на рідині з вільними газовими включеннями (кгс/см <sup>2</sup> )	Тиск зриву насоса зі збільшеною витратою (кгс/см <sup>2</sup> )	Різниця тисків зриву (кгс/см <sup>2</sup> )
1	1,075	0,99	0,085
2	1,33	1,01	0,32
3	1,7	1,02	0,68
4	1,9	1,033	0,867

Примітка:  
 1. Об'ємні витрати на рідині з вільними газовими включеннями й на чистій рідині збігаються;  
 2. Випробування проведені за режимного параметра  $Q/n=3,4 \cdot 10^{-4}$  ((л/с)/(об/хв))

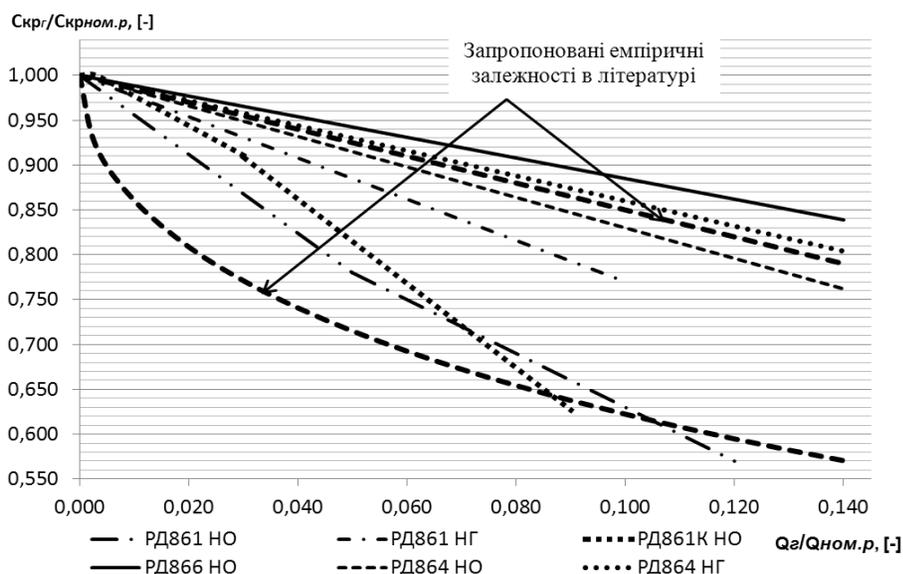
Це можна пояснити тим, що неузгодження параметрів шнека та відцентрового колеса за наявності газу в робочій рідині відбувається раніше.

Під час роботи шнеко-відцентрового насоса кавітація виникає завжди, але за номінальних умов роботи її рівень низький. Вільний або вивільнений у результаті кавітації газ під дією сил тиску, що створює шнек, частково розчиняється та стискається до малих об'ємів і, потрапляючи на вхід у відцентрове колесо, не впливає на його роботу. Зі збільшенням витрати вільного газу рівень кавітації в шнеку збільшується, а напір падає. На вхід у відцентрове колесо потрапляють відносно великі об'єми газу. При цьому значення тиску зриву насоса залежатиме вже не від якостей шнека, а від відцентрового колеса. Оскільки антикавітаційні якості шнеків вищі порівняно з відцентровими колесами, то тиск зриву насоса у разі неузгодження нижчий.

Проведений розрахунок узгодженості роботи відцентрового колеса та шнека насоса окиснювача РД861К, порядок якого можна знайти у книгах Боровського Б.Й., Петрова В.І. й Чабаєвського В.Ф., показав, що неузгодженість у даному насосі настає у разі витрати  $0,65 \cdot Q_{ном}$ , що підтверджує ймовірність висушеного припущення.

Порівнюючи погіршення кавітаційних характеристик насосів КБ-4 через газові включення з двома емпіричними залежностями, запропонованими

Петровим В.І. й Чабаєвським В.Ф. вдалося виявити, що залежності кожного насоса суттєво відрізняються одна від одної (Рис. 3).



**Рис. 3.** Зміна відносного кавітаційного коефіцієнта швидкохідності від відносного вмісту газу в рідині

Як видно з Рис. 3, кавітаційні характеристики насосів окиснювача РД861 та РД861К мають найгірші результати, але ще одна особливість полягає в тому, що їх залежності описуються двома рівняннями, між якими мають місце чіткі точки зміни кавітаційних якостей. Результати розрахунку цих насосів на узгодженість роботи шнека та відцентрового колеса відповідно до вимоги, запропонованої Чабаєвським В.Ф., показали, що в насосах може відбутися неузгодженість навіть у випадку їх роботи на розрахунковому режимі. Оскільки зі збільшенням витрати ймовірність зростає, можна припустити, що характерні точки зміни кривих відповідають зриву роботи шнека.

Найменший вплив газових включень у робочій рідині на роботу насоса показала кавітаційна характеристика насоса окиснювача РД866. Це можна пояснити тим, що на відміну від інших відцентрове колесо даного насоса відкритого типу. Як відомо, за рахунок зворотних потоків робочої рідини тиск перед насосом збільшується. У насосах відкритого типу величина зворотних потоків істотно вища, що позитивно впливає на антикавітаційні якості насоса.

До того ж було помічено, що для деяких насосів значення кавітаційного коефіцієнта швидкохідності  $C_{кр}$  на рідині майже однакове, натомість за наявності газу в рідині їх кавітаційні характеристики досить різняться. Для прикладу, у табл. 3 наведено розрахункові дані  $C_{кр}$  під час роботи на «чистій» рідині та рідині з вільними газовими включеннями.

Таблиця 3

**Розрахункові дані  $C_{кр}$  деяких насосів, спроектованих в КБ-4**

Насос	РД861 НП	РД861К НО	РД866 НО
Параметр			
Кавітаційний коефіцієнт швидкохідності на «чистій» рідині	4027	4190	4200

Кавітаційний коефіцієнт швидкохідності за вмісту газу 5 %	3564	3541	3690
Кавітаційний коефіцієнт швидкохідності за вмісту газу 10 %	3100	2849	3720

Щоб з'ясувати, від яких параметрів залежить характер кавітаційної характеристики насоса, працюючого на рідині з вільними газовими включеннями, був проведений подальший аналіз роботи лише трьох насосів, а саме насоса пального РД861 та обох насосів РД864. Інші не досліджувалися, оскільки характер їх характеристик в більшості залежав або від втрати узгодженості між шнеком та відцентровим колесом, або зумовлювався використанням насоса іншого типу. Параметри, що розглядались, наведені в табл. 4.

Таблиця 4

**Основні геометричні параметри, теоретичні кавітаційні коефіцієнти швидкохідності та напори досліджуваних шнеків**

Насос		РД861 НІ	РД864 НО	РД864 НІ
Параметр	Позн.			
Крок лопатки	$S_{ш}$	0,024	0,0168	0,016
Середній діаметр	$D_{срш}$	0,045	0,0234	0,0234
Витратний параметр	$q$	0,52	0,463	0,268
Густота решітки	$\tau_{ср}$	2,85	4,3	4,5
Товщина вхідних кромок	$\delta$	0,0002	0,0002	0,0002
Відносна довжина лопатки	$l_{ш}/D_{ш}$	4,52	6,62	7,04
Теоретичний напір шнека	$H_t$	1486	675,74	921,8
Коефіцієнт зовнішнього діаметра шнека	$K_{ди}$	6,8	6,82	8,3

У результаті було встановлено, що зі збільшенням значення як густоти решітки, так і відносної довжини лопатки величина  $C_{кр}$  також збільшується. Параметр густоти решітки у подальшому не розглядали, оскільки він покращує антикавітаційні якості насоса як на «чистій» рідині, так і на рідині з вільними газовими включеннями. Водночас, як було зазначено вище, високе значення  $C_{кр}$  насоса, працюючого на робочій рідині без газових включень, не гарантує такі ж високі показники антикавітаційних якостей у разі роботи на двофазній суміші.

Щодо відносної довжини лопатки ( $l_{ш}/D_{ш}$ ), то рекомендовані значення, які можна знайти в літературі перебувають у межах 2,3-3, але, як видно з Рис. 3, коли до насоса висувається вимога його роботи на рідині з вільними газовими включеннями, дану величину необхідно збільшувати. Звичайно, що зі збільшенням довжини лопатки шнека його гідравлічні витрати зростають, але, оскільки відсоток у створенні напору шнеком відносно відцентрового колеса невисокий, то і зниження ККД насоса буде незначним, тому для досягнення високих антикавітаційних якостей цим можна знехтувати.

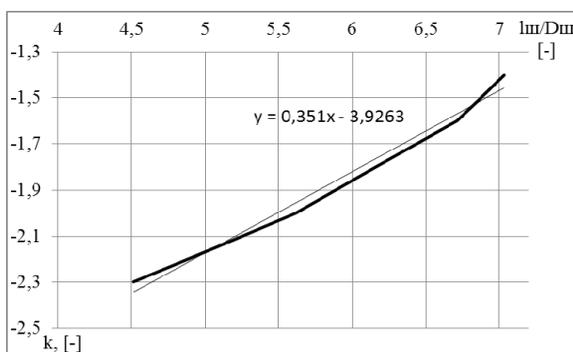
Фізичний процес покращення антикавітаційних якостей можна пояснити таким чином. У шнеках збільшення напору відбувається при повороті потоку, тому за постійного кроку шнека епіюра тиску в міжлопатевому каналі постійна по довжині, але змінна по радіусу. Вільний газ, потрапляючи до шнека й рухаючись уздовж нього за рахунок радіального перепаду тиску, переміщується до втулки шнека. Чим більша відносна довжина лопатки шнека тим більше наявного газу в робочій рідині буде переміщено.

Чому це позитивно впливає на антикавітаційні якості насоса? Річ у тім, що на тильному боці лопатей на вході з боку переднього диска відцентрового колеса за рахунок великої колової швидкості вхідних кромek та в результаті повороту потоку від осевого до радіального напрямку статичний тиск найменший. Ця зона відцентрового колеса розміщена безпосередньо біля периферії шнека. Газ, потрапляючи в цю зону, розширюється, частково перекриваючи прохідний переріз колеса настільки, що може призвести до зриву його роботи.

Зміна  $C_{кр}$  залежно від вмісту газу здебільшого лінійна й являє собою рівняння типу

$$C_{кр,г}/C_{кр,НОМ.Р.} = k \cdot Q_g/Q_{НОМ.Р.} + 1.$$

З огляду на це була отримана емпірична залежність зміни кутового коефіцієнта в рівнянні прямої від значення відносної довжини лопатки для насосів, що розглядалися (Рис. 4).



**Рис. 4.** Емпірична залежність зміни кутового коефіцієнта в рівнянні прямої від значення відносної довжини лопатки

Відповідно до отриманої залежності на етапі проектування шнеко-відцентрового насоса можна попередньо оцінити його антикавітаційні якості у випадку роботи на рідині з вільними газовими включеннями.

Необхідно зазначити, що залежність отримана на насосах з такими режимним параметром  $Q/n$ : насос пального РД861 –  $3,3 \cdot 10^{-4}$  ((л/с)/(об/хв)); насос пального РД864 –  $0,43 \cdot 10^{-4}$  ((л/с)/(об/хв)); насос окиснювача РД864 –  $0,79 \cdot 10^{-4}$  ((л/с)/(об/хв)).

**Висновки.** Кавітаційні якості насоса зі збільшеною витратою не збігаються з кавітаційними якостями насоса, що перекачує рідину з вільними газовими включеннями. За збільшення відносного вмісту газу ця різниця зростає.

У разі профілювання шнеко-відцентрового насоса необхідно достатньо уваги приділяти вимозі узгодженості роботи шнека та відцентрового колеса.

Згідно з отриманими експериментальними даними серед спроектованих та відпрацьованих шнеко-відцентрових насосів РРД в ДП КБ «Південне» найкращі антикавітаційні властивості у випадку роботи на рідині з вільними газовими включеннями мали насоси з високими значеннями відносної довжини лопатки.

### Бібліографічні посилання

1. **Боровський, Б. И.** Высокооборотные лопаточные насосы [Текст] / Б. И. Боровский, Н. С. Ершов, Б. В. Овсянников, В. И. Петров. – М.: Машиностроение, 1975. – 336 с.
2. **Овсянников, Б. В.** Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Б.В. Овсянников, Б.И. Боровский. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.
3. **Петров, В. И.** Кавитация в высокооборотных лопаточных насосах [Текст] / В. И. Петров, В. Ф. Чабаевский. – М.: Машиностроение, 1982. – 192 с.

Надійшла до редколегії 29.05.2015

Е. Г. Володько, В. А. Тутык

*Национальная металлургическая академия Украины, г. Днепрпетровск***ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ПОВЕРХНОСТИ ТИТАНОВЫХ ИМПЛАНТАТОВ ЭЛЕКТРОЛИТНО-ПЛАЗМЕННОЙ ПОЛИРОВОЙ**

Исследована технология улучшения качества поверхностного слоя имплантатов из титановых сплавов посредством применения электролитно-плазменной полировки. Разработана математическая модель процесса электролитно-плазменной полировки. Проведены эксперименты по выбору оптимального состава электролита. Рассмотрены вопросы автоматизации процесса с помощью импедансной спектроскопии.

*Ключевые слова:* электролитно-плазменная полировка, электролит, шероховатость, электрический ток, напряжение, имплантат.

Досліджено технологію поліпшення якості поверхневого шару імплантатів із титанових сплавів за допомогою застосування технології електролітно-плазмового полірування. Розроблено математичну модель процесу електролітно-плазмового полірування. Проведено експерименти щодо вибору оптимального складу електроліту. Розглянуто питання автоматизації процесу за допомогою імпедансної спектроскопії.

*Ключові слова:* електролітно-плазмове полірування, електроліт, шорсткість, електричний струм, напруження, імплантат.

Is investigated technology for producing surface layer quality implants made of titanium alloys by the use of technology for electrolytic-plasma polishing. Developed a mathematical model of electrolytic-plasma polishing. Carried out experiments on the choice of optimal composition of the electrolyte. Investigated the question process automation by means of impedance spectroscopy.

*Key words:* electrolytic-plasma polishing, electrolyte, roughness, electric current, voltage, the implant.

**Введение.** Существующие методы финишной обработки титановых сплавов – механические, химические, электрохимические – трудоемкие, дорогостоящие и часто экологически вредные. Электролитно-плазменное полирование (ЭПП) является высокоэффективным способом обработки изделий в нетоксичных средах и имеет более высокие экологические и экономические показатели. Однако создание технологии ЭПП каждой детали требует решения ряда задач, поэтому исследования в этой области являются перспективными и актуальными [1].

**Постановка задачи.** Целью работы является целенаправленное формирование параметров качества поверхностного слоя титановых изделий. Для достижения поставленной цели необходимо решить некоторые второстепенные вопросы: создать физико-математическую модель процесса ЭПП; разработать рекомендации по рациональному выбору состава электролита; исследовать влияния электрофизических параметров процесса на технологические качества и свойства изделий; разработать технологию электролитно-плазменной финишной обработки медицинских имплантатов из титановых сплавов; проанализировать возможности автоматизации процесса посредством импедансной спектроскопии.

**Методы и способы исследований.** Лабораторные исследования проводились в лаборатории кафедры физики НМетАУ на созданной экспериментальной установке (Рис. 1).

Основные технические данные установки: мощность –  $P = 600 - 6000 \text{ Вт}$ ; рабочее напряжение –  $U = 100 - 1350 \text{ В}$ ; ток –  $I_{\text{max}} = 10,0 \text{ А}$ .

В качестве блока питания использовался бестрансформаторный высоко-частотный источник ИВЕ – 245 – 09, работающий на частоте преобразования 45–55 кГц.

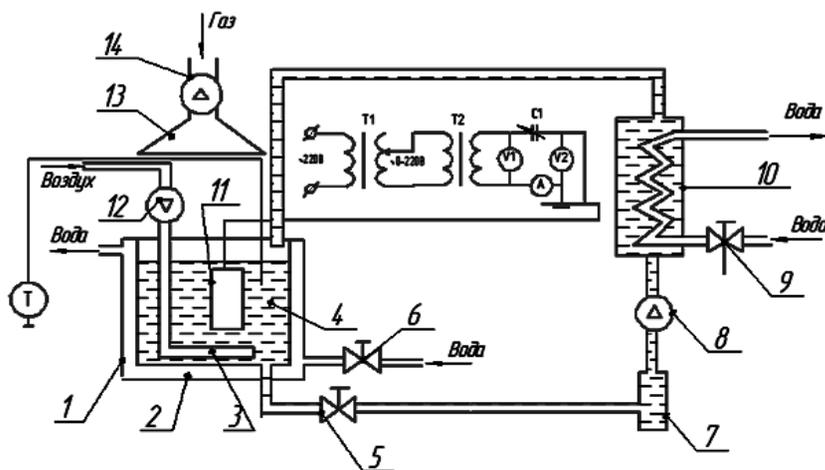
Исследования топографии поверхностного слоя и микроструктуры образцов проводились с помощью светового оптического микроскопа Axio Vert F1 MAT фирмы «Carl Zeiss» (Германия).

Значение шероховатости определялось с помощью профилометра модели 170622, тип II, степень точности 2 по ГОСТ 19300-86.

Для неразрушающего химического анализа состава материала и определения марки сплава использовался портативный рентгенофлуоресцентный анализатор с технологией SDD детектора S1 TITAN LE, позволяющий определять концентрации элементов в составе образца в диапазоне от магния (12) до урана (92), в том числе и легкие элементы, такие как Mg (12), Al (13), Si (14), P (15), S (16), без вакуумизации и гелиевой продувки в сплавах на основе железа, никеля, титана, меди, алюминия и т.д.

Элементный состав изучался на рентгенофлуоресцентном спектрометре Sample ID, фазовый состав – на рентгеновском дифрактометре ДРОН-2, микротвердость – на микротвердомере Durascan Emcatest. Коррозионные свойства обработанной поверхности исследовались методом поляризационных испытаний.

Осциллографические исследования проводились при помощи цифрового осциллографа RIGOL DS1052, позволяющего измерять большое количество параметров, а также выполнять математические действия с осциллограммами.



**Рис. 1. Функциональная схема установки ЭПП:**

- 1 – гальваническая ванна; 2 – рубашка водяного охлаждения; 3 – барботер;  
4 – электролит; 5, 6, 9 – запорная арматура; 7 – фильтр; 8 – водяной насос;  
10 – бак с теплообменником; 11 – деталь; 12 – воздушный компрессор;  
13 – вытяжной зонтик; 14 – вытяжной вентилятор

Экспериментальные исследования технологических процессов обработки деталей проводились на деталях из титанового сплава ВТЗ-1. Твердость этого сплава составляла  $HВ 10^{-1} = 269 - 363$  Мпа.

Для экспериментов применялись образцы цилиндрической формы (Рис. 2). Перед проведением исследований все образцы проходили механическую обработку. Исходная шероховатость образцов составляла  $Ra = 0.8$  мкм.

В качестве электролита использовался трехкомпонентный электролит, который состоял из водного раствора KF и  $NH_4F$ . Процентное соотношение компонентов вычислялось опытным путем.

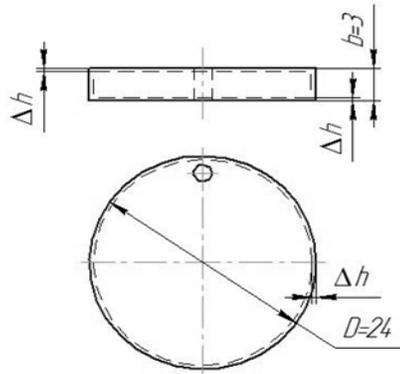


Рис. 2. Размеры и форма экспериментальных образцов для исследований

**Результаты и их обсуждение.** Определение рациональных режимов обработки по результатам экспериментальных исследований осуществлялось по плану Бокса–Бенкина. С его использованием был проведен трехуровневый трехфакторный эксперимент (таблица) и построена математическая модель процесса.

#### Факторы и уровни их вариации

Фактор	Обозначение	Единица измерения	Уровень вариации фактора		
			верхний	нулевой	нижний
			Кодированное обозначение		
			+1	0	-1
Напряжение	X1	В	380	340	300
Время обработки	X2	мин	6	4,5	3
Плотность тока	X3	А/см <sup>2</sup>	0,3	0,25	0,2

Общее уравнение регрессии второго порядка имеет вид

$$Y = b_0 + \sum b_i x_i + \sum b_{ii} x_i^2 + \sum b_{ij} x_i x_j . \quad (1)$$

После расчета и подстановки коэффициентов уравнение (1) приняло вид

$$Y = 0.46 + 0.463x_1 - 0.034x_2 + 0.075x_3 + 0.01125x_3^2 + 0.125x_1x_2 + 0.02x_2x_3 .$$

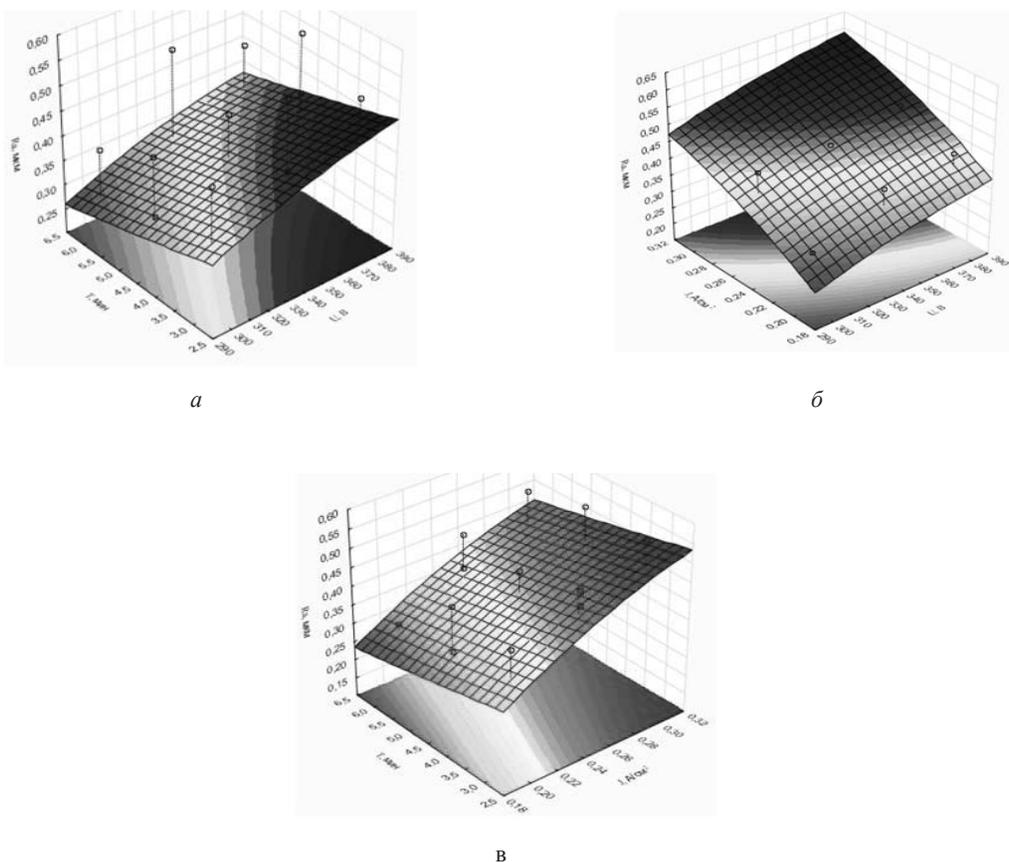
В уравнении все независимые переменные  $x_1, x_2, x_3$  даны в относительных единицах. Значимость коэффициентов проверена по критерию Стьюдента (t-критерию). Оценка адекватности модели проведена с помощью F-критерия (критерия Фишера) [2].

По полученным уравнением были построены парные графики зависимости шероховатости от исследуемых факторов (Рис. 3).

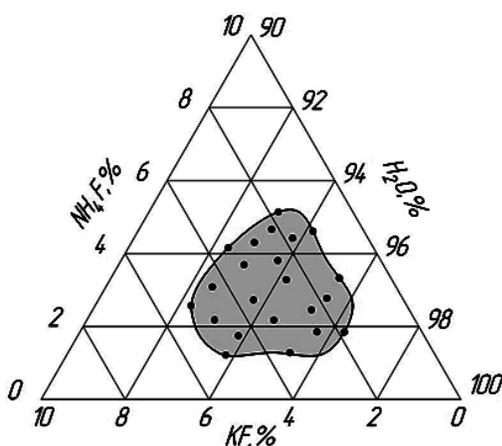
В результате эксперимента был определен диапазон рациональных параметров ЭПП титановых сплавов ВТЗ-1: время обработки –  $t = 3 - 4$  мин; рабочее напряжение –  $U = 300 - 350$  В; плотность тока –  $j = 0.2 - 0.5$  А/дм<sup>2</sup> при постоянной температуре электролита  $T = 85 - 90$  °С.

На основе экспериментальных исследований построена тройная диаграмма концентрации электролита (Рис. 4), используемого для полировки.

В результате экспериментальных исследований найдена область качественного трехкомпонентного электролита для ЭПП, состоящего из водного раствора KF (1–8 %) и NH<sub>4</sub>F (1–5 %) [3].



**Рис. 3. Графики зависимости шероховатости от исследуемых параметров:**  
 а – зависимость шероховатости от времени обработки и напряжения;  
 б – зависимость шероховатости от плотности тока и напряжения;  
 в – зависимость шероховатости от времени обработки и плотности тока



**Рис. 4. Тройная диаграмма состава электролита**

Експериментально доведено, що ЕПП обробки являється ефективною для підвищення якості поверхні, що підтверджується показаннями, отриманими на профілометрі при вимірюванні значення шероховатості експериментальних зразків до (Рис. 5) і після (Рис. 6) обробки. Достигнуто мінімальне значення шероховатості –  $Ra \approx 0.07$  мкм при вихідній шероховатості  $Ra = 0.8$  мкм.

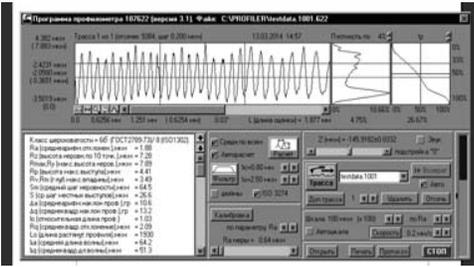


Рис. 5. Результаты замера шероховатости исходного образца

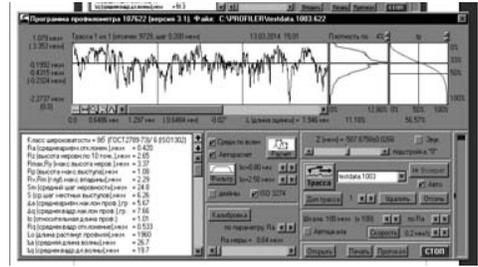


Рис. 6. Результаты замера шероховатости после ЭПП

Эффективность ЭПП по повышению качества поверхности титановых образцов также была подтверждена исследованием топографии поверхности до (Рис. 7) и после (Рис. 8) обработки.

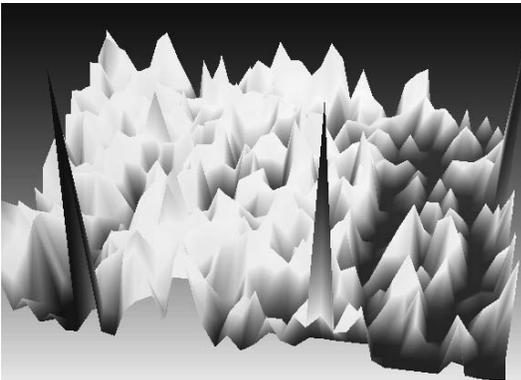


Рис. 7. Топография поверхности образца до обработки

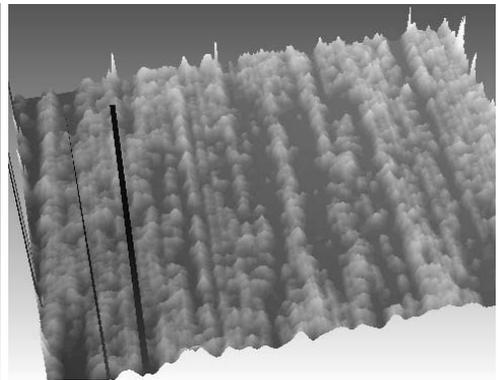


Рис. 8. Топография поверхности образца после обработки

В процессе исследования динамики электрофизических процессов, протекающих в режиме ЭПП, наблюдается наличие на вольт-амперной характеристике (ВАХ) отрицательного сопротивления  $R = -\Delta U / \Delta I$  (Рис. 9), которое приводит к возникновению колебательных процессов в электролитной плазме.

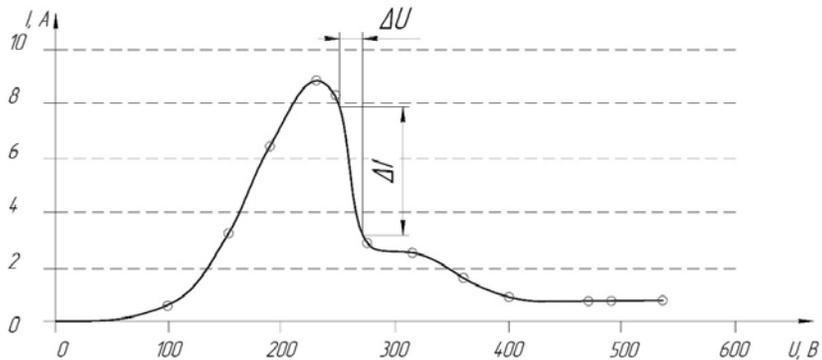


Рис. 9. Вольт-амперная характеристика процесса ЭПП

Исследования колебательных процессов показали наличие колебания в диапазоне 80 – 20 000 Гц. Анализ спектра осуществлялся с применением преобразования Фурье на осциллографе RIGOL DS1052. Изменение интенсивности спектра

колебания в ходе ЭПП позволяет контролировать качество обрабатываемой поверхности непосредственно в течении технологического процесса.

Таким образом, было выявлено, что при уменьшении шероховатости плотность колебаний высших гармоник уменьшается. Данная зависимость дает возможность автоматизации процесса полировки для достижения требуемой шероховатости. Осциллограммы процесса в начале и конце обработки показаны на Рис. 10 и 11 соответственно.

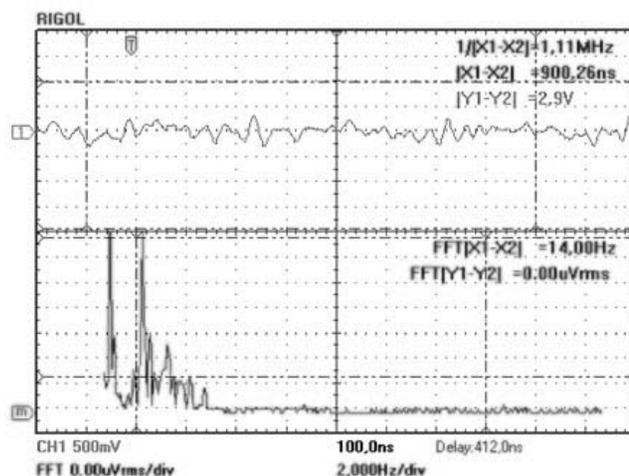


Рис. 10. Импедансные спектры в начале полировки

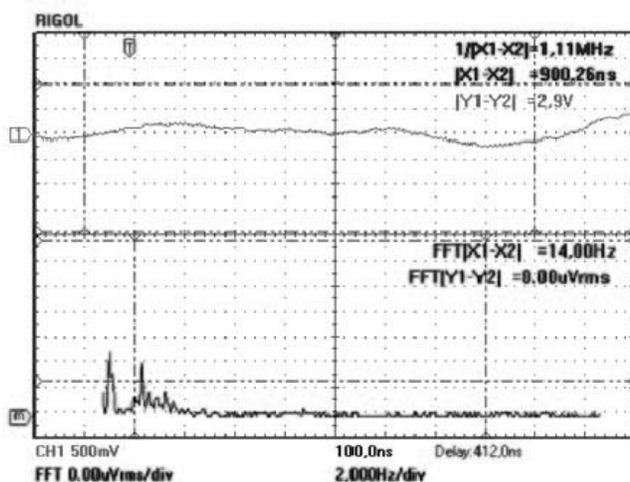


Рис. 11. Импедансные спектры в конце полировки (через 6 мин после начала обработки)

**Выводы.** В результате проведенных исследований:

1. Построена оптимизационная модель управляющих параметров процесса ЭПП ( $U$  – рабочее напряжение, В,  $j$  – плотность тока, А/дм<sup>2</sup>,  $\tau$  – время обработки, мин), определяющих получение шероховатости  $R_a$  до 0.1 мкм. Уравнение регрессии приняло вид

$$Y = 0.46 + 0.463x_1 - 0.034x_2 + 0.075x_3 + 0.01125x_3^2 + 0.125x_1x_2 + 0.02x_2x_3.$$

2. Определен диапазон оптимальных параметров ЭПП титанового сплава ВТ3-1: время обработки –  $t = 3 - 4$  мин; рабочее напряжение –  $U = 300 - 350$  В; плотность тока –  $j = 0.2 - 0.5$  А/дм<sup>2</sup> при постоянной температуре электролита  $T = 85 - 90$  °С.

3. Найдена область качественного трехкомпонентного электролита для ЭПП, состоящего из водного раствора KF (1 – 8 %) и NH<sub>4</sub>F (1 – 5 %).

4. Выявлена взаимосвязь колебательных процессов при ЭПП с шероховатостью поверхности. Доказано, что изменение интенсивности спектра колебания в процессе ЭПП позволяет контролировать качество обрабатываемой поверхности непосредственно в течении технологического процесса.

### Библиографические ссылки

1. Куликов, И. С. Электролитно-плазменная обработка материалов [Текст] / И. С. Куликов, С. В. Ващенко, А. Я. Каменев. – Мн.: Беларус. наука, 2010. – 232 с.

2. Радченко, С. Г. Методология регрессионного анализа [Текст]: монография / С. Г. Радченко. – К.: Корнийчук, 2011. – 376 с.

3. Володько, Е. Г. Повышение эксплуатационных характеристик поверхностного слоя ответственных деталей с применением микродугового оксидирования [Текст] / Е. Г. Володько, В. А. Тутьк, В. С. Гришин // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Ракетно-косм. техніка». 2014. – Вип. 18 – Т.2 – С. 46 – 51.

4. Володько, Е. Г. Планирование активного эксперимента для прогнозирования шероховатости при электролитно-плазменной полировке [Текст] / Е. Г. Володько, В. А. Тутьк // Системні технології. – Д., 2015. – С. 163 – 166.

5. Володько, Е. Г. Повышение качества поверхностного слоя имплантатов из титановых сплавов с применением электролитно-плазменной полировки на финишных этапах обработки [Текст] / Е. Г. Володько, В. А. Тутьк // Людина і Космос : тез. доп. XVII Міжнар. молодіжн. наук.-практич. конф., 8 – 10 квіт. 2015 р. / Нац. центр аерокосміч. освіти молоді ім. О. М. Макарова [та ін.]. – Д., 2015. – С. 134. – DVD, ISSN 2221-4550. – Загл. с экрана

*Надійшла до редколегії 29.05.2015*

УДК 621.317.39

**Е. Ю. Голуб<sup>1,2</sup>, А. В. Заболотный<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»,  
Украина*

<sup>2</sup> *НПП ХАРТРОН-АРКОС ЛТД, Украина*

### **КОМПЕНСАЦИЯ «СОРТОВОЙ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ» ИЗМЕРЕНИЙ ВЛАЖНОСТИ ДИЭЛЬКОМЕТРИЧЕСКИМИ ВЛАГОМЕРАМИ. ПОИСК СПОСОБА**

В целях решения проблемы сортовой зависимости диэлькометрических влагомеров проведен поиск способов, позволяющих компенсировать влияние сорта материала. В результате анализа разработана их классификация, в которой способы объединены в группы по принципу реализации. Выделены достоинства и недостатки каждой из групп. В соответствии с требованиями по компенсации влияния сорта материала выбрана группа тестовых методов измерения влажности, на наш взгляд наиболее перспективная.

*Ключевые слова:* влажность, диэлькометрический влагомер, сортовая неопределённость, тестовый метод.

Для вирішення проблеми сортової залежності діелькометричних вологомірів проведено пошук способів, що дозволяють компенсувати вплив сорту матеріалу. В результаті аналізу розроблено їх класифікацію, в якій способи об'єднані в групи за принципом реалізації. Визначено переваги та недоліки кожної з груп. Відповідно до

**вимог щодо компенсації впливу сорту матеріалу вибрано групу тестових методів вимірювання вологості, що, на наш погляд, є найбільш перспективна.**

*Ключові слова:* вологість, дієлькометричний вологомір, сортова невизначеність, тестовий метод.

**For the purpose of a solution of the problem of substance type dependence for capacitive moisture meters in article it is carried out the search of the methods allowing to compensate influence of substance type. In result of the analysis the classification in which methods are grouped according to the principle of their realization is developed. Advantages and disadvantages of each group are determined. According to requirements for compensation of substance type influence it is chosen the group of test methods for moisture measuring seeming to the most perspective.**

*Key words:* moisture, capacitive moisture meter, uncertainty of substance type, test method.

**Постановка проблеми.** Контролю вологості при експлуатації аерокосмічних систем уделяється немаловажне значення. Так, наприклад, для жидкостних ракетних двигателів однією з важливих задач є визначення вмісту води в горючому ракеті. В першу чергу це пов'язано з тим, що навіть невелике кількість води або водяного пару, що знаходиться в баці з рідким або сконденсованим газом (горючим), може призвести до утворення кристалів льоду. При попаданні в паливну систему ракети такі льодотворення впливають на її частини як абразивний матеріал і можуть стати причиною аварії ракети [4]. Крім того, наявність вологи в рідких паливах для ракет призводить до сильної корозії деталей, викликаній хімічною реакцією, що відбувається між водою, окислювачем і поверхнею соприкасаються з паливом деталей [1].

На сьогоднішній день існує велика кількість пристроїв для визначення вологості матеріалів – вологомери. Сучасне розвиток вологометрії характеризується, перш за все, високою точністю проводимих вимірювань і постійним пошуком нових технічних рішень, що дозволяють враховувати в вимірному процесі всі впливаючі фактори і забезпечувати простоту використовуваних засобів поряд з високим швидкістю. При цьому фізична сутність процесу визначення вологості залишається незмінною: досліджує матеріал, що містить вологу, порівнюється з певною зразковою величиною (наприклад, обезвоженим досліджує матеріалом) і за результатами порівняння визначається невідомий параметр. З цього випливає, що тип (сорт) матеріалу впливає на вибір зразкової величини [3]. Таким чином, можна позначити проблемне поле – наявність «сортової невизначеності» вимірювань дієлькометричними вологомерами.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** В ранніх роботах авторів статті проведено порівняльний аналіз методів визначення вологості речовин. В результаті зроблено вибір на користь дієлькометричного методу. Таким чином, аналіз останніх досліджень і публікацій будемо здійснювати в межах вибраного методу.

На сьогоднішній день існує кілька способів компенсації «сортової невизначеності» вимірювань дієлькометричними вологомерами [2]. Одним з них є введення до вологомер спеціальних градуировочних кривих, що несуть інформацію про вимірює матеріал. Також вологомери можуть бути оснащені калібрівочними таблицями, за якими користувач визначає вологість речовини. Єстественно, що і в тому і в іншому випадку є ряд складнощів, пов'язаних, перш за все, з тим, що неможливо врахувати всі кількості речовин і їх видів, вологість яких необхідно визначати.

**Формулювання цілей дослідження.** Таким чином, метою досліджень в даній статті є пошук способу або групи способів вимірювання

влажности в рамках диэлькометрического метода, позволяющих компенсировать влияние сорта материала на результат измерения. Основными требованиями, которые предъявляются к способу, являются возможность его применения как в лабораторных, так и в производственных условиях, как при измерениях с ограниченным объёмом материала, так и в потоке.

**Основные результаты исследований.** В рамках поставленной цели авторами проведён анализ способов определения влажности диэлькометрическими влагомерами. В качестве информационной базы использовались патенты и авторские свидетельства СССР, России [18, 21–22], Украины [23], США [19, 20], Японии, Китая и стран Европы [19] за период 1944 – 2014 гг. В общей сложности проанализировано около 135 источников (патенты и авторские свидетельства). Все способы объединены в 14 групп по принципу реализации, а их классификация приведена в табл. 1.

Таблица

## Классификация способов измерения влажности

№ п/п	Название группы способов	Перечень источников информации (патенты, авторские свидетельства)
1	Измерение диэлектрической проницаемости при эмульгации исследуемой смеси, изменении количественного состава или агрегатного состояния одного из компонентов данной смеси	SU 159692, 1964; SU 178569, 1966; SU 186740, 1966
2	Определение влажности вещества по изменению температуры, путём измерения диэлектрической проницаемости при различных температурах или в результате температурного воздействия	SU 209806, 1968; SU 662854, 1979; SU 1111088, 1984; SU 1144045 A, 1985; SU 1434351 A1, 1988; SU 1476368 A1, 1989; SU 1599748, 1990; US 5073756 A, 1991 (EP 0405229 A2, 1991; DE 3920787 A1, 1991; EP 0405229 A3, 1992; EP 0405229 B1, 1995); SU 1718091, 1992
3	Определение влажности вещества в зависимости от частоты	US 3226635 A, 1965; SU 183471, 1966; SU 243955, 1969; SU 268003, 1970; SU 321738, 1971; US 3675121 A, 1972 (CA 921118 A1, 1973; DE 2120744 A1, 1971); CA 2326703, 1976; SU 648895, 1979; EP 0019154 A1, 1980 (DE 2919230 A1, 1980); SU 828053, 1981; SU 857840, 1981; SU 987492, 1983; WO 1992007251 A1, 1992 (DE 69129859 D1, 1998; EP 0552275 A1, 1993; EP 552275 B1, 1998; US 5418466 A, 1995); SU 1822964 A1, 1993; WO 1997001090 A1, 1997; UA 17939, 1997; RU 2082158 C1, 1997; RU 2092824 C1, 1997; US 20040025574 A1, 2004; UA 75443 C2, 2006; UA 76326 C2, 2006; WO 2007109772 A3, 2008 (US 20070224692 A1, 2007; WO 2007109772 A2, 2007); UA 52360 U, 2010; RU 2416092 C1, 2011
4	Определение влажности вещества с использованием градуировочных и тарировочных характеристик, калибровочных кривых	US 2373846 A, 1945; US 2499069 A, 1950; SU 247610, 1969; SU 280992, 1970; SU 273508, 1970; SU 357510, 1972; SU 112892, 1980; по заявке SU 3315243/25, 1981; US 4352059 A, 1982 (EP 0053628 A1, 1982; WO 1981003709 A1, 1981); SU 1061031 A, 1983; SU 991276, 1983; SU 1144045 A, 1985; SU 1206671, 1986; US 4774680, 1986; SU 1283638, 1987; SU 1476368 A1, 1989; SU 1518763 A1, 1989; SU 1555655, 1990; SU 1636757, 1991; SU 1718089, 1992; SU 1718091, 1992; SU 1728764, 1992; SU 1746282, 1992; SU 1728765, 1992; SU 1822963 A1, 1993; RU 2065603 C1, 1996; RU 2174678 C1, 2001; RU 2320985 C1, 2008; UA 84682 C2, 2008; RU 2484453 C1, 2013

№ п/п	Название группы способов	Перечень источников информации (патенты, авторские свидетельства)
5	Воздействие на исследуемое вещество электрическим полем	US 3090004 A, 1963; SU 216807, 1966; SU 280992, 1970; SU 306411, 1971; SU 337708, 1972; SU 370513, 1973; SU 578629, 1977; по заявке SU 3315243/25, 1981; SU 834489, 1981; SU 1061031 A, 1983; SU 1165967, 1985; SU 1772710 A1, 1992; SU 1749810 A1, 1992; UA 10783, 1996; UA 10782, 1996; UA 44052 A, 2002; WO 2006069720 A2, 2006 (US 7659730 B2, 2010, US 20080084220 A1, 2008, EP 836484 A2, 2007, DE 102004063229 A1, 2006, CN 101084432 A, 2007); UA 76326 C2, 2006; WO 2006069721 A3, 2006 (US 7679377 B2, 2010, US 20080164887 A1 2008, EP 1836482 A2, 2007, DE 102004063228 B4, 2007, CN 101088008 A, 2007); RU 2383885 C1, 2010
6	Определение влажности с использованием емкостных датчиков различной конструкции	SU 249749, 1969; SU 297916, 1971; SU 572698, 1977; SU 667881, 1979; SU 1165967 A, 1985; SU 1749810 A1, 1992; UA 77818 C2, 2007
7	Определение влажности путём извлечения влаги из вещества с последующим её измерением	US 2499069 A, 1950; US 3253458 A, 1966; SU 452781, 1974
8	Измерение влажности с уплотнением материала	US 2343340 A, 1944; US 3348140 A, 1967; SU 561124; SU 842542, 1981; SU 1330533 A1, 1987; SU 1509715 A1, 1989; US 6440475 B1, 2002
9	Измерение емкости первичного преобразователя с исследуемым веществом в исходном и обезвоженном состоянии или с исследуемым и образцовым веществом	SU 204018, 1967; SU 243955, 1969; SU 585436, 1977; SU 744307, 1980; SU 857840, 1981; US 4352059 A, 1982 (EP 0053628 A1, 1982, WO 1981003709 A1, 1981); по заявке JP 63-59103, 1988; SU 1434351 A1, 1988; US 4853614 A, 1989; SU 1807373 A1, 1993; SU 1827614 A1, 1993; UA 15065, 1997; RU 2174678 C1, 2001; UA 48438 A, 2002; UA 55453 C2, 2003; UA 75700 C2, 2006; UA 75699 C2, 2006; UA 95573 C2, 2011; RU 2484453 C1, 2013
10	Измерение нескольких параметров, таких как диэлектрическая проницаемость, тангенс угла диэлектрических потерь, плотность, сорт, температура, скорость прохождения ультразвука и т. д.	SU 557300, 1977; SU 1265569 A1, 1986; SU 1479863 A1, 1989; SU 1567952, 1990; SU 1583816, 1990; SU 1636757, 1991; SU 1681221, 1991; SU 1670561, 1991; RU 2109277 C1, 1998; RU 2174678 C1, 2001; UA 75443 C2, 2006; UA 95572 C2, 2011
11	Измерение емкости первичного преобразователя в пустом и заполненном состоянии	US 2665409 A, 1954; US 3231814, 1966; SU 247611, 1969; SU 569932, 1977; SU 1056029 A, 1983; SU 1453296 A1, 1989; US 5253512 A, 1993; RU 2168719 C1, 2001; UA 50766 U, 2010
12	Определение влажности вещества по коэффициенту амплитудной модуляции, току	SU 1439478 A1, 1988; US 4352059 A, 1982 (EP 0053628 A1, 1982, WO 1981003709 A1, 1981); SU 1283638, 1987; SU 1822964 A1, 1993; RU 2478943 C2, 2013
13	Определение влажности вещества по углу сдвига фаз сигналов	SU 585436, 1977; SU 1627964 A1, 1991; RU 94042610 A1, 1996; UA 55453 C2, 2003; US 6904789 B2, 2005
14	Определение влажности с использованием тестовых методов (в т.ч. с добавками воды)	SU 1157439 A, 1985; SU 1265571 A1, 1986; SU 1332216 A1, 1987; SU 1423952 A1, 1988; SU 1732247 A1, 1992; UA 104201 C2, 2014

Рассмотрим более подробно приведенную классификацию.

Основной идеей первой группы способов является повышение точности измерений влажности путём изменения исходного состояния вещества: эмульгация исследуемой смеси, перевод одного из компонентов смеси в другое фазовое состояние или добавка обезвоженного вещества в смесь. Проанализировав способы группы 1, можно сказать, что целесообразным является их использование не в качестве отдельных приёмов для повышения точности измерений, а в совокупности с другими методами как необходимое условие. При этом нерешённой остаётся также проблема «сортовой неопределённости».

В способах второй группы воздействующим фактором при определении влажности веществ является температура. Диэлектрическая проницаемость вещества измеряется при различных температурах, например положительной и отрицательной. Теоретически возможность компенсации влияния сорта вещества присутствует, но на практике даже при глубоком замораживании часть воды остаётся в жидком состоянии и определить количество незамерзшей воды можно только приблизительно. Затруднительным и не всегда возможным является и сам процесс замораживания вещества, например, движущегося в непрерывном потоке. В патенте [14] определяют сорт нефти путём измерения диэлектрической проницаемости плёнки осушенной нефти. Такой способ является достаточно сложным, поскольку требует наличия специальных измерительных преобразователей и системы осушки нефти. Кроме того, подобную процедуру необходимо проводить каждый раз для различных марок нефти.

Группа 3 представляет способы определения влажности путём измерения ёмкости первичного преобразователя на двух или нескольких частотах, а влажность вычисляют по соотношению значений этих ёмкостей. Такой подход действительно позволяет компенсировать влияние сорта, но его реализация невозможна без использования резонансных схем, которые очень чувствительны к внешним воздействиям и помехам. Способы данной группы скорее пригодны для лабораторных измерений, а в полевых или производственных условиях точность может быть низкой.

Группа 4 включает в сумме 30 патентов и авторских свидетельства, в которых предложены способы определения влажности вещества по предварительно построенной градуировочной зависимости. Тип исследуемого вещества указывает оператор. Проблема в том, что диэлектрическая проницаемость веществ – объектов контроля является ненормированной величиной и существенно варьируется даже для одного типа зерна или нефтепродукта. Учесть полный спектр таких изменений практически невозможно. Кроме того, низкое быстродействие и сложность способов группы 4 не позволяет использовать их для оперативного контроля влажности эмульсий, проходящих, например, по трубопроводам.

Пятая группа включает 20 источников и представляет способы определения влажности путём воздействия на исследуемый материал электрическим полем. Под воздействием электрического поля, образовавшегося в межэлектродном пространстве преобразователя, частицы воды начинают перемещаться к обкладкам измерительного конденсатора, что приводит к увеличению его ёмкости. Прекращение изменения ёмкости свидетельствует о полном перемещении частиц воды к электродам. Способы данной группы не позволяют учитывать сорт вещества и требуют построения зависимости ёмкости от напряжения для каждого отдельно-го объекта измерения.

Основная идея способов группы 6 состоит в повышении точности определения влажности путём разработки и усовершенствования первичных преобразователей. Группа представляет самые разнообразные конструкции датчиков: в виде цилиндра с помещённым внутрь вращающимся диэлектрическим цилиндром [13]; в виде кварцевой ампулы [17]; трёхэлектродный ёмкостной датчик [6,

11]; конусообразный датчик с углом при основании, большим угла естественного откоса сыпучего материала [15], с обкладками в виде гребёнок [12]. В современной технике чётко прослеживается тенденция к упрощению конструкции устройств, что связано с требованиями к надёжности, массогабаритным и эргономическим показателям. Вследствие этого способы данной группы не находят широкого применения среди фирм-производителей влагомеров.

Способы седьмой группы позволяют определять влажность путём извлечения влаги из вещества с последующим определением её количества. Общим их недостатком является сложность процедур извлечения влаги и низкое быстродействие.

В способах восьмой группы, актуальных для сыпучих материалов, реализовано повышение точности измерения за счет принудительного уплотнения исследуемой пробы или её измельчения. Влияние сорта материала не компенсируется.

Группа 9 включает способы, основанные на измерении ёмкости первичного преобразователя с исследуемым веществом в исходном и обезвоженном состоянии или с исследуемым и образцовым веществом. Действительно, данные способы позволяют избавиться от сортовой зависимости, поскольку заранее известны параметры образцового вещества. Основная проблема заключается в получении образцового вещества с заданной диэлектрической проницаемостью или в качественном обезвоживании исследуемого материала.

В следующей группе способов влажность рассматривается как функция нескольких параметров: тангенса угла диэлектрических потерь, плотности, сжимаемости, температуры, скорости распространения ультразвука и т.д. Общим их недостатком является необходимость реализации нескольких измерительных каналов для контроля параметров различной физической природы, что значительно усложняет подобные средства измерений.

Группа 11 включает 9 источников. Основной идеей способов данной группы является определение влажности путём измерения ёмкости пустого первичного преобразователя и первичного преобразователя, заполненного исследуемым веществом. Анализируя способы данной группы, можно сказать, что они позволяют компенсировать влияние паразитной ёмкости ёмкостного датчика на результат измерения, но не на изменение сорта вещества.

В источниках группы 12 представлены способы определения влажности вещества по изменению тока, протекающего через внутреннее пространство первичного преобразователя с образцовым и исследуемым веществами. Проблема «сортовой неопределённости» здесь также не решена.

Группа 13 объединяет несколько способов определения влажности по углу сдвига фаз сигналов. На фиксированной частоте генератора определяют разность сигналов от датчика, заполненного исследуемым веществом, и датчика, заполненного другим компонентом. Затем определяют угол сдвига фаз между разностным сигналом и сигналом от генератора, по которому судят о влажности. По сути, способы данной группы являются несколько модифицированными способами групп 9 или 11 и, стало быть, не лишены их недостатков.

Последняя группа включает способы, позволяющие определять влажность с использованием тестовых методов (в т.ч. тестов с добавками воды). Процесс определения влажности включает несколько этапов: а) определяют ёмкость первичного преобразователя с исследуемым материалом (априори диэлектрическая проницаемость материала неизвестна); б) определяют ёмкость ПИП после ввода в исследуемый материал некоторого вещества с известной диэлектрической проницаемостью (например, воды) один или несколько раз; в) решают систему уравнений относительно диэлектрической проницаемости исследуемого материала; г) по полученной диэлектрической проницаемости материала определяют его влажность. Данные способы позволяют исключить влияние начальной диэлектрической проницаемости исследуемого материала (т.е. компенсировать

«сортову неопределённость»). Поэтому есть необходимость в их более детальном рассмотрении. В патенте [7] описан способ измерения влажности нефти и нефтепродуктов, согласно которому сначала измеряют диэлектрическую проницаемость исследуемого материала, после чего изменяют диэлектрическую проницаемость материала путём введения в ёмкостной датчик  $N$  диэлектрических цилиндров с большой диэлектрической проницаемостью. В патенте [8] получают три измерения диэлектрической проницаемости: первое – самого исследуемого вещества, второе – того же вещества с фиксированной добавкой воды и третье – исследуемого вещества с добавлением жидкой среды того же сорта известного объема и влажности. Авторы патента [9] предлагают разделять поток исследуемой жидкости на два и пропускать каждый из них через свой ёмкостный датчик. При этом в один из потоков дополнительно непрерывно подают заданный расход воды, после чего измеряют диэлектрические проницаемости потоков и рассчитывают влажность материала. Далее, в патенте [10] рассматривается способ определения диэлектрической проницаемости вещества, в котором измеряют ёмкость датчика, заполненного иммерсионной жидкостью, а затем ёмкость датчика со смесью жидкости и специального порошка. Величину диэлектрической проницаемости смеси находят по экспериментально полученной зависимости. Следует отметить, что во всех рассмотренных способах наряду с многочисленными достоинствами (простота, адекватность физической модели, высокая точность, возможность устранения сортовой зависимости) есть один существенный недостаток, связанный с технической реализацией добавок воды.

Указанных недостатков лишены патенты [5] и [16]. Вместо непосредственной добавки воды предлагается использовать герметичные капсулы с водой определенной формы. Оба способа позволяют проводить измерения как с ограниченным объёмом материала, так и в потоке, являются достаточно простыми в реализации и, что самое главное – могут компенсировать «сортову неопределённость». Точность измерения в этом случае зависит от адекватности сформированных тестов.

**Выводы.** В целях повышения точности диэлькометрических влагомеров за счет компенсации «сортовой неопределённости» авторы провели обзор и анализ способов определения влажности в рамках диэлькометрического метода. Наиболее эффективными оказались следующие способы:

- определение влажности вещества на двух и более частотах;
- измерение ёмкости первичного преобразователя с исследуемым веществом в исходном и обезвоженном состоянии или с исследуемым и образцовым веществом;

- способы с измерением нескольких параметров, таких как диэлектрическая проницаемость, тангенс угла диэлектрических потерь, плотность, сжимаемость, сорт, молекулярный вес, температура, скорость прохождения ультразвука и т.д.;

- определение влажности с использованием тестовых методов.

В результате детального анализа выявлено, что группа способов с применением тестовых методов является наиболее перспективной.

### Библиографические ссылки

1. Берлинер, М. А. Измерения влажности [Текст] / М. А. Берлинер. – М.: Энергия, 1973. – 400 с.
2. Голуб, К. Ю. Проведення порівняльної оцінки способів компенсації «сортової невизначеності» діелькометричних вологомірів [Електронний ресурс] / К. Ю. Голуб, О. В. Заболотний // Людина і Космос : тез. доп. XVII Міжнар. молодіжн. наук.-практич. конф., 8 – 10 квітня 2015 р. / Нац. центр аерокосміч. освіти молоді ім. О. М. Макарова [та ін.]. – Д.: 2015. – С. 185. – DVD, ISSN 2221-4550. – Загл. с экрана
3. Заболотный, А. В. Нюансы компенсации «сортовой» неопределенности при формировании тестов для адаптивных влагомеров [Текст] / А. В. Заболотный // Вост.-Европейск. журн. передовых технологий. – 2012. – № 2/9(56). – С. 47–50.

4. **Кларк, В. Л.** Определение влагосодержания ракетного топлива [Текст] / В. Л. Кларк, А. Нудо, П. Джин. Влажность. – Л.: Гидрометеоздат, 1968. – Т. 4. – 255 с.
5. Пат. SU 1157439 A СССР, МПК G01N 27/22. Способ измерения влажности [Текст] / Лункин Б. В. [и др.]; заявитель и патентообладатель Ордена Ленина ин-т проблем упр-я, Калинингр. технич. ин-т рыбной промышленности и хоз-ва. – № 3665889/24-25; заявл. 31.10.83; опубл. 23.05.85, Бюл. № 19. – 3 с. : ил.
6. Пат. SU 1165967 СССР, МПК G01N 27/22. Способ определения сорта нефти [Текст] / Ройфе В. С., Тухарели К. Д.; заявитель и патентообладатель Науч.-исслед. ин-т строит. физики. – № 3646937/24-25; заявл. 29.09.83; опубл. 07.07.85, Бюл. № 25. – 3 с. : ил.
7. Пат. SU 1265571 A1 СССР, МПК G01N 27/22. Способ измерения влажности нефти и нефтепродуктов [Текст] / Гридасов А. П. [и др.]; заявитель и патентообладатель Калинингр. технич. ин-т рыбной промышленности и хоз-ва, Ордена Ленина ин-т проблем упр-я (автоматики и телемеханики). – № 3905781/28-25; заявл. 04.06.85; опубл. 23.10.86, Бюл. № 39. – 3 с.
8. Пат. SU 1332216 A1 СССР, МПК G01N 27/22. Способ определения влажности жидких сред [Текст] / Кудрявцев А. В., Шевченко В. Н.; заявитель и патентообладатель Ин-т автоматики АН КиргССР. – № 3988926/31-25; заявл. 11.12.85; опубл. 23.08.87, Бюл. № 31. – 4 с.
9. Пат. SU 1423952 A1 СССР, МПК G01N 27/22. Способ определения влажности жидких сред в потоке [Текст] / Кудрявцев А. В., Шевченко В. Н.; заявитель и патентообладатель Ин-т автоматики АН Кирг. ССР. – № 3987554/24-25; заявл. 11.12.85; опубл. 15.09.88, Бюл. № 34. – 3 с.
10. Пат. SU 1732247 A1 СССР, МПК G01N 27/22. Способ определения диэлектрической проницаемости вещества [Текст] / Гутенев М. С., Блинов Л. Н.; заявитель и патентообладатель Ленингр. политехнич. ин-т им. М. И. Калинина. – № 4680455/25; заявл. 18.04.89; опубл. 07.05.92, Бюл. № 17. – 3 с.
11. Пат. SU 1749810 A1 СССР, МПК G01N 27/22. Способ измерения влажности [Текст] / Рзаев Т. Б.; заявитель и патентообладатель Науч.-исслед. ин-т фотоэлектроники. – № 4712700/25; заявл. 03.07.89; опубл. 23.07.92, Бюл. № 27. – 4 с. : ил.
12. Пат. SU 297916 СССР, МПК G01N 27/22. Способ определения влажности хлопкокасырца [Текст] / Свиридов А. Ф., Хмельницкий Г. М., Ингман Б. Л.; заявитель и патентообладатель Гос. спец. конструктор. бюро по проектированию приборов для хлопкоочистит. промышлен. – № 1386964/28-12; заявл. 16.12.69; опубл. 11.03.71, Бюл. № 10. – 2 с. : ил.
13. Пат. SU 572698 СССР, МПК G01N 27/22. Способ определения сорта нефти [Текст] / Шультман З. П., Носов В. М., Демиденко Т. А.; заявитель и патентообладатель Ордена Трудового Красного Знамени ин-т тепло- и массообмена им. А. В. Лыкова. – № 2345788/25; заявл. 08.04.76; опубл. 15.09.77, Бюл. № 34. – 3 с. : ил.
14. Пат. SU 662854 СССР, МПК G01N 27/22. Способ определения сорта нефти [Текст] / Бабаев Н. Г., Мустафаев М. М., Мусаев М. М.; заявитель и патентообладатель Науч.-исслед. и проект. ин-т по комплексной автоматизации нефтяной и химич. промышлен. – № 2194365/18-25; заявл. 14.10.75; опубл. 15.05.79, Бюл. № 18. – 2 с.
15. Пат. SU 667881 СССР, МПК G01N 27/22. Способ измерения влажности сыпучих материалов [Текст] / Салыга В. И., Найден С. А., Чижик Б. Ф., Кучмент О. В.; заявитель и патентообладатель Харьк. ин-т радиоэлектроники и трест «Промстройматериалы» Харьк. объединения «Облмежколхозстрой». – № 1966826/18-25; заявл. 29.10.73; опубл. 15.06.79, Бюл. № 22. – 2 с. : ил.
16. Пат. UA 104201 C2 Україна, МПК G01N 27/22. Спосіб вимірювання вологості матеріалів [Текст] / Заболотний О. В.; заявник і патентовласник Націон. аерокосміч. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін.-т». – № a201201992; заявл. 21.02.2012; опубл. 10.01.2014, Бюл. № 1. – 9 с. : іл.
17. Пат. UA 77818 C2 Україна, МПК G01N 25/56, G01N 27/22. Спосіб виміру вологості матеріалів, зокрема солей йодидів лужних металів [Текст] / Гриньов Б. В. та ін.; заявник і патентовласник Ін-т сцинтиляційних матеріалів НАН України, ЗАТ «Технологічний парк «Ін-т монокристалів» НАН України. – № 20041210819; заявл. 27.12.2004; опубл. 15.01.2007, Бюл. № 1. – 3 с. : іл.
18. Поиск патентов и изобретений, зарегистрированных в РФ и СССР [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://patentdb.su>. – Дата доступа : 10.05.2015. – Загл. с экрана.

19. Поисковая система Google Patent / Google Patent Search. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : [www.google.com/patents](http://www.google.com/patents). – Дата доступа : 10.05.2015. – Загл. с экрана.
20. Поисковая система Patents.com / Patents.com. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://google.patents.com>. – Дата доступа : 10.05.2015. – Загл. с экрана.
21. Поиск патентов и изобретений, зарегистрированных в РФ и СССР [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.findpatent.ru>. – Дата доступа : 10.05.2015. – Загл. с экрана.
22. Сайт ФИПС. Информационные ресурсы. Открытые реестры / Федеральное государственное бюджетное учреждение Федеральный институт промышленной собственности. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.fips.ru>. – Дата доступа : 10.05.2015. – Загл. с экрана.
23. Цифрова патентна бібліотека. Патенти України на винаходи / Find Patent. Ru. [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.uipv.org>. – Дата доступа : 10.05.2015. – Загл. с экрана.

*Надійшла до редколегії 20.05.2015*

УДК 629.764

**А. В. Голубек**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК СБЛИЖЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ В ПРОЦЕССЕ ВЫВЕДЕНИЯ НА ЭКВАТОРИАЛЬНЫЕ ОРБИТЫ**

Получены распределения основных параметров сближения ракеты-носителя с каталогизированными космическими объектами. Определена зависимость средней концентрации космических объектов в районе траектории ракеты-носителя. Проведена оценка средней вероятности сближения в запуске на предельные расстояния.

*Ключевые слова:* ракета-носитель, каталогизированные космические объекты, совместное движение, вероятность сближения, относительная скорость сближения, относительное расстояние сближения, угол встречи, концентрация космических объектов.

Одержано розподіл основних параметрів зближення ракети-носія із каталогізованими космічними об'єктами. Визначено залежність середньої концентрації космічних об'єктів у районі траєкторії ракети-носія. Оцінено середню імовірність зближення в запуску на граничні відстані.

*Ключові слова:* ракета-носій, каталогізовані космічні об'єкти, сумісний рух, імовірність зближення, відносна швидкість зближення, відносна відстань зближення, кут зустрічі, концентрація космічних об'єктів.

**Distributions of the basic parameters of approach of a launch vehicle to cataloged space objects have been obtained. The dependence of the average spatial density of space objects in the area of the trajectory of the launch vehicle has been determined. The average probability of convergence in launches to maximum distances has been evaluated.**

*Key words:* launch vehicle, catalogued space objects, mutual motion, probability of rendezvous, relative velocity of approach, relative distance of approach, angle of meeting, spatial density of space objects.

**Введение.** Спустя почти шесть десятилетий с момента запуска первого искусственного спутника Земли космическое пространство стало неотъемлемой частью жизнедеятельности человека. Изначально считалось, что космос является безграничным. Но недооценка темпов его освоения и возможных последствий

уже в конце третьего десятилетия активного использования околоземного космического пространства породила проблему утилизации космического мусора искусственного происхождения.

Результаты проведенных исследований показали, что для полёта ракеты-носителя (РН) на солнечно-синхронные орбиты космический мусор представляет реальную угрозу. При этом согласно [2] вероятность сближения на расстояние менее 100 м составляет  $4 \times 10^{-6}$ , что является уже достаточно большой величиной в сравнении таковой для пилотируемых полётов и полётов космических аппаратов (КА). Например, зона безопасности Международной космической станции представляет собой эллипсоид вращения с размерами полуосей  $12,5' 12,5' 2$  км. При вероятности сближения космического объекта (КО) со станцией более  $10^{-5}$  вводится «жёлтый» уровень опасности и объект берётся на сопровождение. В случае, когда вероятность составляет  $10^{-4}$  и более («красный» уровень опасности), проводится орбитальный манёвр увода станции с траектории опасного КО [1; 5].

Применительно к КА оценки несколько разнятся. Согласно [1] вероятность столкновения КА диаметром 10 м с каталогизированным КО на высотах 800-1000 км в течение 2001 г. составляла  $10^{-2}$ . Соответствующие ей суточная и часовая вероятности равны  $3 \times 10^{-5}$  и  $10^{-6}$ . Представленные в работе [9] оценки среднегодовой вероятности столкновения для рассматриваемого диапазона высот и объекта размером  $1 \text{ м}^3$  достигают величин  $1,7 \times 10^{-5}$ .

**Постановка задачи.** Даны:

- основные характеристики РН в составе аэродинамических и массово-инерционных характеристик, характеристик двигательной установки, компоновочной схемы, циклограммы работы системы управления и угловых программ полёта;

- характеристики целевой экваториальной орбиты РН;
- характеристики точки старта РН;
- окно времён запуска РН;
- каталогизированная космическая обстановка.

Необходимо:

- определить распределение основных характеристик опасных сближений (взаимное расстояние менее 5 км), таких как относительное расстояние, относительная скорость и угол встречи, а также зависимость средней концентрации КО в районе траекторий полёта РН на экваториальные орбиты от высоты полёта;

- исследовать распределение опасных сближений РН с КО в пределах окна запуска;

- оценить среднюю вероятность сближения РН с КО в запуске на критическое расстояния (1 м, 10 м, 100 м).

**Основной материал исследований.** Введем предположения:

- КО, высота перигея которых менее 120 км, не учитываются;
- количество КО в рассматриваемом окне запуска постоянно;
- КО не совершают манёвров по изменению орбиты;
- РН и КО – материальные точки;
- движение РН происходит под воздействием сил тяги, притяжения Земли и аэродинамического сопротивления атмосферы;
- движение КО происходит под воздействием притяжения Земли и аэродинамического сопротивления атмосферы;
- функция распределения относительного расстояния между РН и КО усечённая нормальная.

Под опасным КО будем понимать объект, с которым выявлено опасное сближение.

В качестве начальных условий движения приняты гипотетическая РН легко-го класса с точкой старта на экваторе и каталог космической обстановки NORAD

от 20.06.13. В виду неравномерности распределения КО по высоте орбиты [1; 4; 6; 9] исследование совместного движения РН и КО проведено для целевых орбит РН от 500 до 2100 км. Учитывая, что средняя вероятность сближения РН с КО в запуске на расстояние менее 5 км составляет порядка  $10^{-2}$  [2], для получения большего количества статистических данных о совместном движении принято суточное окно запуска от 00:00:00 21.06.13 до 00:00:00 22.06.13.

Рассмотрим совместное движение РН и группировки КО, которое в детерминированной постановке описывается системой из  $6N_{КО} + 7$  дифференциальных уравнений в нормальной форме Коши (где  $N_{КО}$  – количество космических объектов):

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{V}}_{PH} &= (\bar{P}_{PH} + \bar{S}_{PH}) / m_{PH} + \bar{g}_{PH} (\bar{R}_{PH}) \\ \dot{\bar{R}}_{PH} &= \bar{V}_{PH} \\ \dot{m}_{PH} &= -\dot{m}_{ДУ} \\ \dot{\bar{V}}_{KO_i} &= \bar{S}_{KO_i} / m_{KO_i} + \bar{g}_{KO_i} (\bar{R}_{KO_i}) \\ \dot{\bar{R}}_{KO_i} &= \bar{V}_{KO_i} \end{aligned} \right\}, \quad (1)$$

где  $\bar{V}_{PH}$  – вектор абсолютной скорости РН;  $\bar{P}_{PH}$  – вектор силы тяги РН;  $\bar{S}_{PH}$  – вектор силы аэродинамического сопротивления атмосферы, действующей на РН;  $\bar{g}_{PH}$  – вектор ускорения силы притяжения Земли, действующей на РН;  $\bar{R}_{PH}$  – вектор текущего положения РН;  $m_{PH}$  – масса РН;  $\dot{m}_{ДУ}$  – массовый секундный расход компонентов топлива через двигательную установку РН;  $\bar{V}_{KO}$  – вектор абсолютной скорости КО;  $\bar{S}_{KO}$  – вектор силы аэродинамического сопротивления атмосферы, действующей на КО;  $m_{KO}$  – масса КО;  $\bar{g}_{KO}$  – вектор ускорения силы притяжения Земли, действующей на КО;  $\bar{R}_{KO}$  – вектор текущего положения КО;  $i \in 1, N_{КО}$  – номер КО.

Относительные расстояние  $\Delta \bar{R}$  и скорость сближения  $\Delta \bar{V}$ , а также угол встречи  $\alpha$  пары РН – КО определим из выражений

$$\left. \begin{aligned} \Delta \bar{R}_i &= \bar{R}_{KO_i} - \bar{R}_{PH} \\ \Delta \bar{V}_i &= \bar{V}_{KO_i} - \bar{V}_{PH} \\ \alpha_i &= \arccos(\cos U_i \cos A_i) \end{aligned} \right\}, \quad (2)$$

где  $U$  – угол между вектором относительной скорости и его проекцией на плоскость орбиты РН (далее – орбитоцентрическая широта) (Рис. 1);  $A$  – угол между проекцией вектора относительной скорости на плоскость орбиты РН и трансверсалью её траектории (далее – орбитоцентрическая долгота).

Углы орбитоцентрической широты и долготы встречи (Рис. 1) определяются соотношениями

$$U_i = \arcsin \left( \frac{\Delta \bar{V}_i \cdot \bar{C}_{PH}}{|\Delta \bar{V}_i| |\bar{C}_{PH}|} \right). \quad (3)$$

$$A_i = \arccos \left( \frac{\Delta \bar{V}_i \cdot [\bar{C}_{PH} \cdot \bar{R}_{PH}]}{|\Delta \bar{V}_i| |\bar{C}_{PH} \cdot \bar{R}_{PH}|} \right) \text{sign}(\Delta \bar{V}_i \cdot \bar{R}_{PH}). \quad (4)$$

$$\bar{C}_{PH} = \bar{R}_{PH} \cdot \bar{V}_{PH}.$$

В результате решения систем (1) и (2) с применением (3) и (4) для выбранных начальных условий движения получены гистограммы распределения основных параметров опасных сближений: относительное расстояние сближения

(Рис. 2), относительная скорость сближения (Рис. 3), орбитоцентрическая долгота (Рис. 4), орбитоцентрическая широта (Рис. 5), угол встречи (Рис. 6). Статистические характеристики основных параметров опасных сближений приведены ниже (табл. 1).

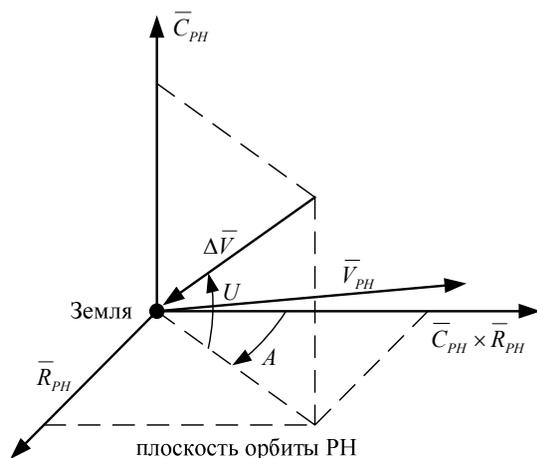


Рис. 1. Определение углов орбитоцентрической широты и долготы встречи

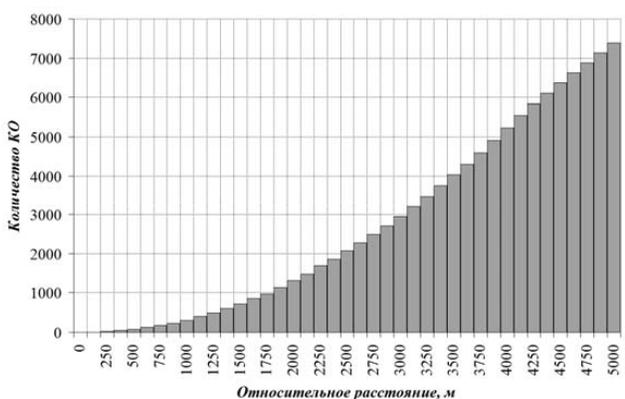


Рис. 2. Гистограмма распределения опасных сближений по относительному расстоянию

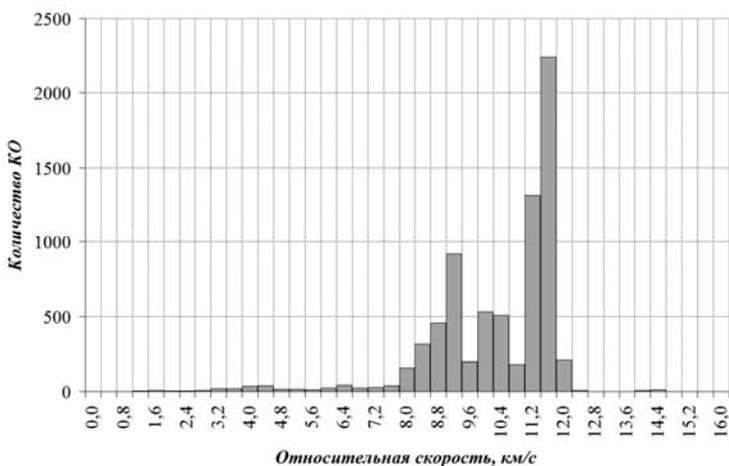


Рис. 3. Гистограмма распределения опасных сближений по относительной скорости

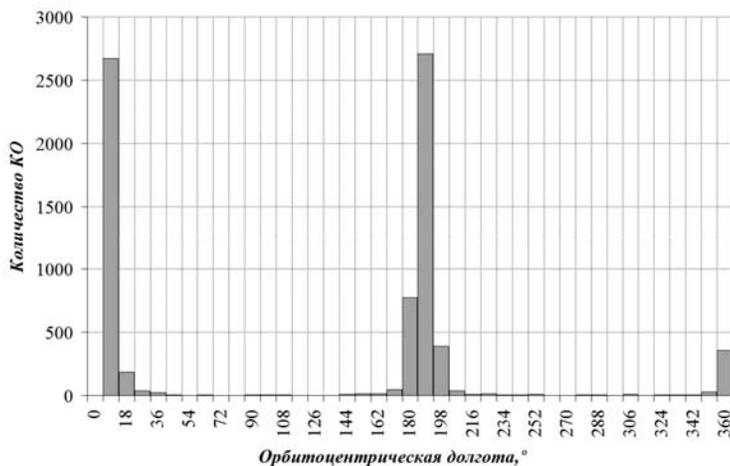


Рис. 4. Гистограмма распределения опасных сближений по орбитальной долготе

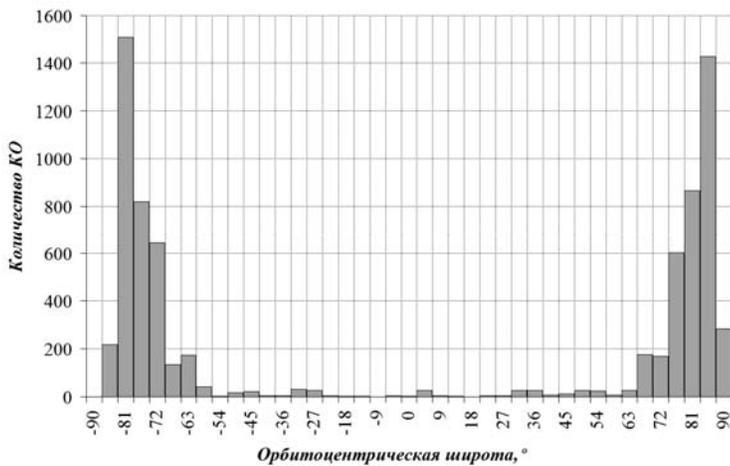


Рис. 5. Гистограмма распределения опасных сближений по орбитальной широте

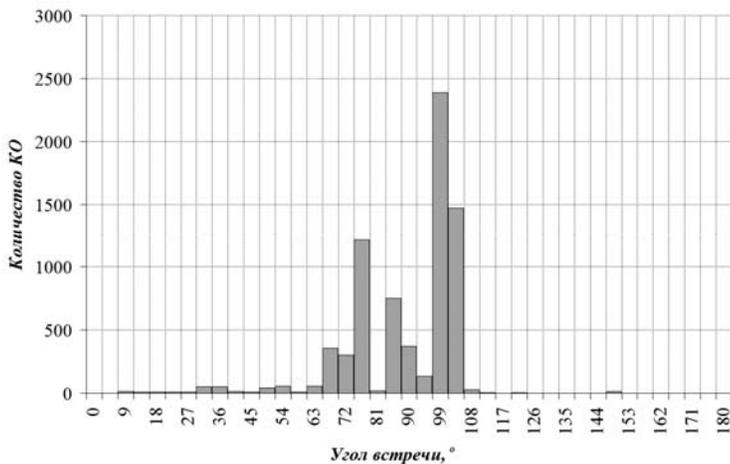


Рис. 6. Гистограмма распределения опасных сближений по углу встречи

Таблиця 1

## Статистические характеристики параметров опасных сближений

Параметр сближения \ Статистическая характеристика	Математическое ожидание	Среднее квадратическое отклонение	Минимальное значение	Максимальное значение
Минимальное относительное расстояние, м	3196	1152	47	5000
Относительная скорость, км/с	10,098	1,629	0,371	14,262
Угол встречи, °	87,045	16,237	2,274	144,492
Орбитоцентрическая широта, °	0,310	77,909	-89,845	89,925
Орбитоцентрическая долгота, °	122,430	102,735	0,011	359,997

Как можно видеть из полученных результатов, наибольшее количество опасных сближений наблюдается на скоростях более 9 км/с с углами встречи порядка 90 – 100°. Размах распределения составляет 0 – 12,8 км/с для относительной скорости и 0 – 145° для угла встречи. Кроме того, сближения в основном происходят встречно или попутно (Рис. 4) при движении КО относительно плоскости орбиты РН с углами порядка 70 – 90° (Рис. 5). Применительно к солнечно-синхронным орбитам полученная ранее картина несколько иная [2]. Опасные сближения в основном наблюдались на относительных скоростях более 10 км/с с углами встречи более 90°, при этом размах распределения составлял 0 – 16,8 км/с для относительной скорости и 0 – 180° для угла встречи.

Из 750 тыс. промоделированных запусков выявлено одно опасное сближение РН с КО на расстояние менее 100 м, параметры которого приведены ниже (табл. 2).

Следует также обратить внимание на схожесть распределений относительной скорости сближений РН и КО и их угла встречи с распределением КО по наклону орбиты, приведенному в [там же], что может говорить о корреляции между ними. Анализ показал, что между относительной скоростью сближений и наклоном орбиты опасных КО существует сильная связь, корреляция составляет 0,98.

Угол встречи функционально зависит от наклона орбиты КО, корреляция составляет 1,00.

Таблиця 2

## Параметры сближения РН с КО на расстояние менее 100 м

Минимальное относительное расстояние, м	47
Относительная скорость, км/с	11,308
Угол встречи, °	99,128
Орбитоцентрическая широта, °	80,807
Орбитоцентрическая долгота, °	186,789
Высота полёта, км	757

Для определения аналитических зависимостей «относительная скорость ( $\Delta V$ ) – наклонение КО ( $i_{КО}$ )» и «угол встречи ( $\tilde{\alpha}$ ) – наклонение КО» (углы измеряются в градусах) аппроксимируем их статистические данные (Рис. 7 – 8) с применением метода наименьших квадратов.

Рассмотрим распределение опасных сближений по времени запуска РН в пределах данного окна (Рис. 9). Как можно видеть, распределение близко к равномерному, но согласно критерию  $\chi^2$  [3] таковым не является.

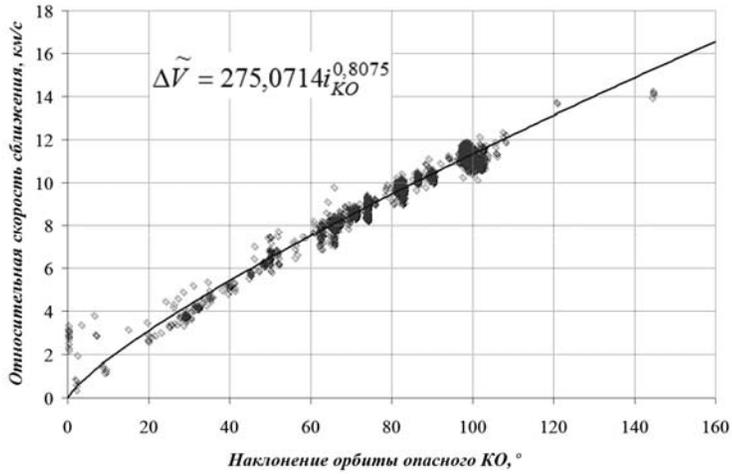


Рис. 7. Аппроксимация зависимости относительной скорости сближения

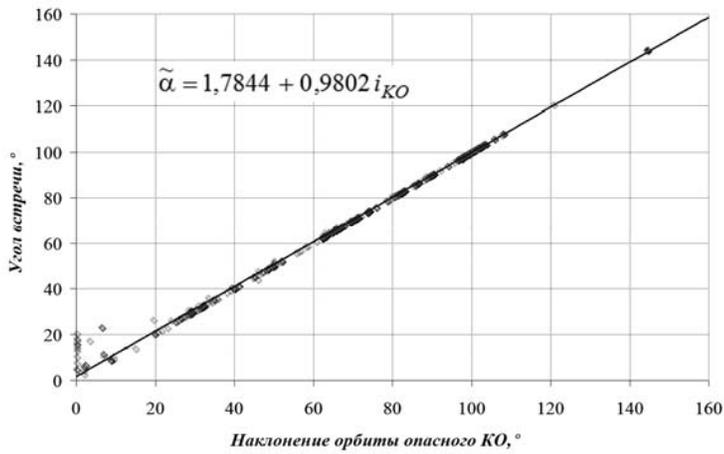


Рис. 8. Аппроксимация зависимости угла встречи

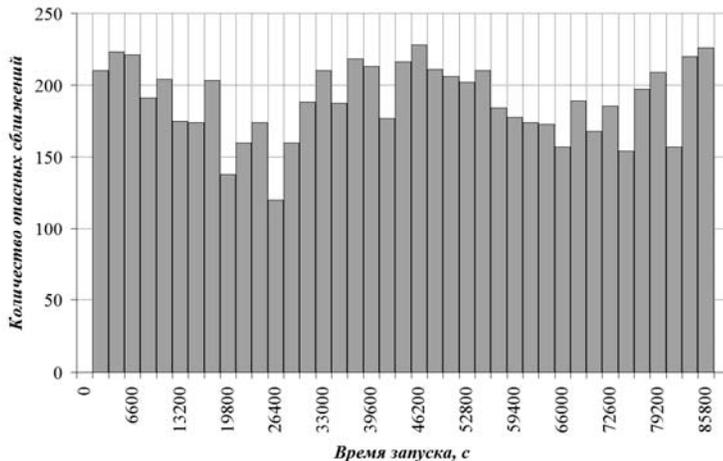


Рис. 9. Гистограмма распределения опасных сближений по времени запуска

На основании полученных статистических данных проведена оценка средней концентрации опасных КО в районе траекторий РН. Как видно из Рис. 10, зависимость средней концентрации от высоты визуально схожа с распределением КО по

средней высоте орбиты. Проведенный анализ показал сильную связь между ними (корреляция составляет 0,98).

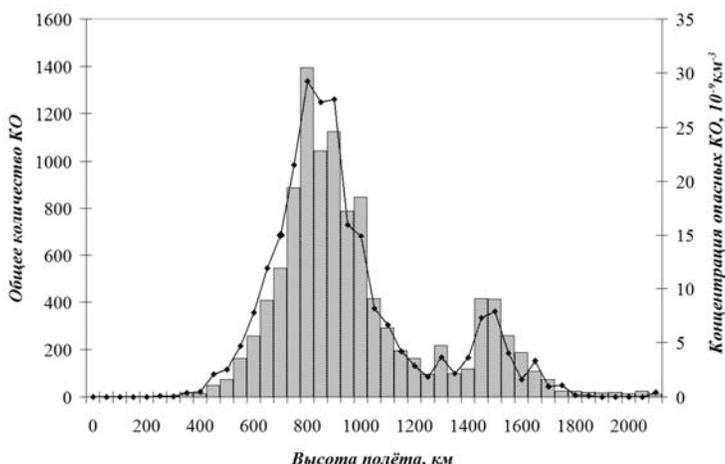


Рис. 10. Средняя концентрации опасных КО в районе траектории РН

Для определения зависимости средней концентрации опасных КО в районе траектории РН от распределения КО по высоте орбиты аппроксимируем последнее с применением полигауссового распределения вида

$$H = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \sum_{i=1}^3 \left[ \frac{\nu_i}{\sigma_i} \exp \left( -\frac{(h - M_i)^2}{2\sigma_i^2} \right) \right], \quad (5)$$

где  $\nu$  – весовой коэффициент;  $h$  – высота орбиты КО (км);  $M$  – математическое ожидание;  $\sigma$  – среднее квадратическое отклонение.

Применив метод наименьших квадратов, получим значения параметров распределения КО по высоте орбиты (табл. 3).

Таблица 3

Коэффициенты распределения КО по высоте орбиты

Параметр распределения	Порядковый номер коэффициента		
	1	2	3
Математическое ожидание, км	1494	1195	846
Среднее квадратическое отклонение, км	54	404	130
Весовой коэффициент	45295	135871	363428

Введём предположение о линейной зависимости между высотным распределением КО и их средней концентрацией в районе траектории РН:

$$\rho = n_\rho H, \quad (6)$$

где  $n_\rho = 2,27 \cdot 10^{-11}$  км<sup>3</sup> – весовой коэффициент, полученный методом наименьших квадратов. Тогда зависимость средней концентрации опасных КО в районе траектории РН (км<sup>3</sup>) от высоты полёта (км) можно описать выражением

$$\rho = \frac{10^{-9}}{\sqrt{2\pi}} \left[ 19,1 \exp \left( -\frac{(h-1494)^2}{5832} \right) + 7,65 \exp \left( -\frac{(h-1195)^2}{326432} \right) + 63,58 \exp \left( -\frac{(h-846)^2}{33800} \right) \right].$$

Следует обратить внимание, что полученные оценки средней концентрации опасных КО схожи с оценками общей концентрации наблюдаемых КО [1; 4; 6 – 8].

С учётом предположения об усечённом нормальном распределении относительного расстояния проведём оценку средней вероятности сближения РН с КО в запуске. Согласно [2] определим вероятность из соотношения

$$P_C = P(|\Delta\bar{R}| \leq \Delta R_{MIN}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}n\sigma} \int_0^{\Delta R_{MIN}} \exp\left(-\frac{(R-M)^2}{2\sigma^2}\right) dR, \quad (7)$$

где  $n$  – нормирующий коэффициент распределения

$$n = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_0^{\infty} \exp\left(-\frac{(R-M)^2}{2\sigma^2}\right) dR.$$

Параметры распределения вычислим из распределения относительного расстояния сближения по всем рассматриваемым орбитам (Рис. 2). Выберем две характерные точки с координатами (предельно допустимое относительное расстояние сближения; количество КО) (100 м; 1) и (4000 м; 5228). Вероятность сближения для выбранных значений предельно допустимого относительного расстояния сближения составляет  $1,3 \cdot 10^{-6}$  и  $6,7 \cdot 10^{-3}$  соответственно. Этим данным соответствует распределение, параметры которого приведены ниже (табл. 4).

Таблица 4

#### Параметры распределения относительного расстояния между РН и КО

Параметр	Значение
Математическое ожидание, м	9107
Среднее квадратическое отклонение, м	2065
Нормирующий коэффициент, б/р	0,9999948

Вероятность сближения на относительные расстояния 1 м и 10 м с применением (7) и данных табл. 4 составляет  $1,2 \cdot 10^{-8}$  и  $1,2 \cdot 10^{-7}$  соответственно, что приблизительно в три раза меньше, чем для солнечно-синхронных орбит [2].

Учитывая, что время полёта РН к целевой орбите составляет порядка одного часа, оценки средней вероятности сближения в годовом эквиваленте на относительные расстояния 1 м, 10 м и 100 м –  $10^{-4}$ ,  $10^{-3}$  и  $10^{-2}$  соответственно. Следует отметить, что полученная оценка на порядок меньше среднегодовой оценки вероятности столкновения КА размером 10 м с каталогизированным КО, равной  $10^{-2}$  [1].

**Выводы.** Из результатов проведенного исследования на примере одного пускового дня и целевых орбит от 500 км до 2100 км можно сделать следующие выводы:

- сближения РН и КО наблюдаются со скоростями от 0 до 12,8 км/с и углами встречи от 0 до  $145^\circ$ , размах распределений меньше, чем для солнечно-синхронных орбит;
- сближения в основном происходят в плоскости орбиты РН встречно или попутно, а относительно плоскости орбиты – под углами  $70 - 90^\circ$ .
- получены аналитические зависимости относительной скорости сближения и угла встречи РН с КО от наклона орбиты опасных КО;
- получена аналитическая зависимость средней концентрации опасных КО в районе траектории РН от высоты полёта;
- распределение опасных сближений по времени запуска РН близко к равномерному;
- из более 750 тыс. промоделированных траекторий выявлено одно сближение на относительное расстояние менее 100 м;

– вероятность сближения РН с КО в запуске на расстояние менее 100 м составляет  $1,3 \cdot 10^{-6}$ , что почти в три раза меньше аналогичной вероятности для солнечно-синхронных орбит [2].

### Библиографические ссылки

1. **Вениаминов, С. С.** Космический мусор – угроза человечеству [Текст]: монография / С. С. Вениаминов. – М.: ИКИ РАН, 2013. – 207 с.
2. **Голубек, А. В.** Исследование взаимных сближений ракеты-носителя на активном участке траектории с космическими объектами [Текст] / А. В. Голубек // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Сер.: Ракетно-косм. техніка. – 2014. – Т. 22, № 4. – С. 26 – 35.
3. **Кобзарь, А. И.** Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников [Текст] / А. И. Кобзарь. – М.: Физматлит, 2006. – 816 с.
4. **Назаренко, А. И.** Моделирование космического мусора [Текст]: монография / А. И. Назаренко. – М.: ИКИ РАН, 2013. – 216 с.
5. **Firooz, A. A.** Safety Design For Space Operations [Text] / A. A. Firooz, I. Rongier, P. D. Wilde, T. Sgobba. – Oxford: Elsevier Ltd., 2013. – 1081 p.
6. **Klinkrad, H.** Space Debris Models and Risk Analysis [Text] / H. Klinkrad. – Chichester: Praxis Publishing Ltd., 2006. – 430 p.
7. **Liou, J.-C.** «Stability of the Future LEO Environment» [Text]: status review / J.-C. Liou // 28th IADC Meeting. – 8–12 Mar. 2010. – Trivandrum.
8. Current Debris Environment in Low Earth Orbit [Text] // Orbital Debris Quarterly News. NASA. – 2009. – June – Vol. 13, iss. 3. – P. 7.
9. **Steel, D.** The Orbital Debris Collision Hazard for Proposed Satellite Constellations [Electronic resource] / D. Steel. – Access mode: <http://www.duncansteel.com/archives/1515>. – 30.04.2015. – Title from the screen.

*Надійшла до редколегії 18.05.2015*

УДК 532.516

**Н. В. Гришин<sup>1</sup>, А. А. Приходько<sup>2</sup>**

*<sup>1</sup>Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное” имени М.К. Янгеля»*

*<sup>2</sup>Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

### МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ПОПЕРЕЧНОГО ОБТЕКАНИЯ ЦИЛИНДРА ПРИ ДОЗВУКОВОЙ И СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ

Моделирование поперечного обтекания цилиндра выполнено с применением нестационарных трехмерных уравнений Навье-Стокса несжимаемой и сжимаемой жидкостью. Численное решение системы исходных уравнений получено с помощью метода контрольных объемов. Представлены результаты сверхзвукового обтекания цилиндра при использовании различных подходов к моделированию турбулентности.

*Ключевые слова:* сверхзвуковое обтекание, дозвуковое обтекание, цилиндр, уравнения Навье-Стокса, численное моделирование.

Моделювання поперечного обтікання циліндра виконано із застосуванням нестационарних тривимірних рівнянь Нав'є-Стокса нестисливої та стисливої рідини. Числове розв'язання системи вихідних рівнянь отримано за допомогою методу контрольних об'ємів. Наведено результати надзвукового обтікання циліндра за допомогою різних підходів до моделювання турбулентності.

*Ключові слова:* надзвукове обтікання, дозвукове обтікання, циліндр, рівняння Нав'є-Стокса, числове моделювання.

**Simulation of cross flow along a cylinder was made with using of unsteady three-dimensional Navier-Stokes equations for incompressible and compressible fluid. Numerical solution of reference equations was got with control volume approach. It presents results of supersonic flow along a cylinder with using of different turbulence model approaches.**

*Key words:* supersonic flow, subsonic flow, cylinder, Navier-Stokes equations, numerical simulation.

**Введение.** Исследование вихревых структур, возникающих при обтекании криволинейных тел, является актуальной проблемой современной аэродинамики [1-12]. Цилиндр как простая геометрическая форма используется во многих летательных аппаратах, наземных транспортных средствах и инженерных сооружениях. При обтекании цилиндра наблюдаются все основные явления, присущие вязко-невязким взаимодействиям набегающего потока с телом. Наличие результатов экспериментальных данных обтекания цилиндра предоставляет возможности для проверки и сравнения их с результатами численного моделирования.

В данной работе представлены результаты численного моделирования поперечного обтекания цилиндра на дозвуковом режиме при  $Re=200$  и сверхзвуковом режиме при  $M=3.0$  и  $Re=2 \cdot 10^6$ .

**Постановка задачи.** Для численного моделирования поперечного обтекания цилиндра воспользуемся нестационарными трехмерными уравнениями Навье-Стокса:

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}_i}{\partial x_i} = 0,$$

где для несжимаемой жидкости

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} 0 \\ u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix}; \mathbf{E}_i = \begin{bmatrix} u_i \\ u_i u_1 + \frac{1}{\rho} (\delta_{1i} p - \tau_{1i}) \\ u_i u_2 + \frac{1}{\rho} (\delta_{2i} p - \tau_{2i}) \\ u_i u_3 + \frac{1}{\rho} (\delta_{3i} p - \tau_{3i}) \end{bmatrix},$$

для сжимаемого газа

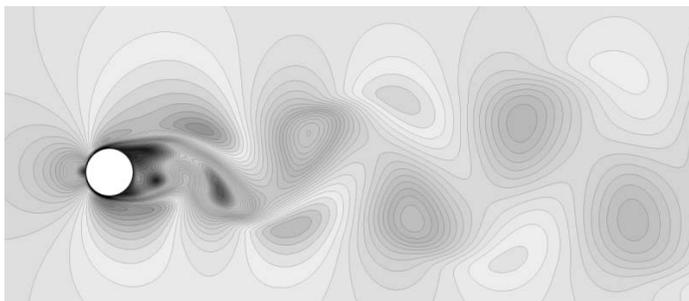
$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} c \\ c u_1 \\ c u_2 \\ c u_3 \\ e \end{bmatrix}; \mathbf{E}_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + \delta_{1i} p - \tau_{1i} \\ \rho u_i u_2 + \delta_{2i} p - \tau_{2i} \\ \rho u_i u_3 + \delta_{3i} p - \tau_{3i} \\ (e + p) u_i - u_j \tau_{ij} - q_i \end{bmatrix},$$

здесь  $t$  – время;  $x_i$  – декартовы координаты;  $u_i$  – декартовы компоненты вектора скорости;  $i, j = 1, 2, 3$  предполагается суммирование по одинаковым индексам;  $\rho$  – плотность;  $p$  – давление;  $e$  – полная энергия;  $\tau_{ij}$  – компоненты тензора сдвиговых напряжений;  $q_i$  – компоненты вектора теплового потока.

**Численная методика.** Численное решение системы исходных уравнений получено с помощью метода контрольных объемов. В расчетах использовались численные методики, имеющие второй порядок аппроксимации по пространственным переменным. Расчетная область при дозвуковом обтекании состоит из 884 849 контрольных объемов, а при сверхзвуковом обтекании – 1 353 200 контрольных объемов. В обоих случаях минимальный шаг пристеночной сетки выбирался из условия  $y^+ < 2$ , где  $y^+$  – толщина вязкого подслоя.

**Результаты численного моделирования.** При малых числах Маха набегающий поток можно считать практически несжимаемым, поэтому основное влияние на физические процессы обтекания оказывает режим течения, который определяется числом Рейнольдса. При дозвуковом обтекании цилиндра (для чисел  $50 < Re < 300\,000$ ) в донной области за цилиндром возникает вихревая дорожка. Это происходит в основном из-за возникновения градиента давления в донной области цилиндра и непосредственной близости от поверхности цилиндра. При дальнейшем увеличении числа Рейнольдса пограничный слой становится турбулентным, вихревая дорожка сужается и переходит к беспорядочному движению. Таким образом, дозвуковое обтекание в основном может быть охарактеризовано положением точки отрыва потока, структурой отрывного течения в вихревом следе за цилиндром, а также частотой отрыва вихрей (число Струхалья), которые зависят от величины числа Рейнольдса.

Результаты численного моделирования обтекания цилиндра несжимаемым потоком приведены на Рис. 1–4. В результате численного моделирования дозвукового обтекания цилиндра получены следующие аэродинамические характеристики:  $C_y = +0,518 \dots -0,518$ ,  $C_x = 1,34 \pm 0,03$ , число Струхалья  $St = 0.182$  (Рис. 3). Полученные результаты удовлетворительно согласуются с известными экспериментальными данными и численными расчетами других авторов.

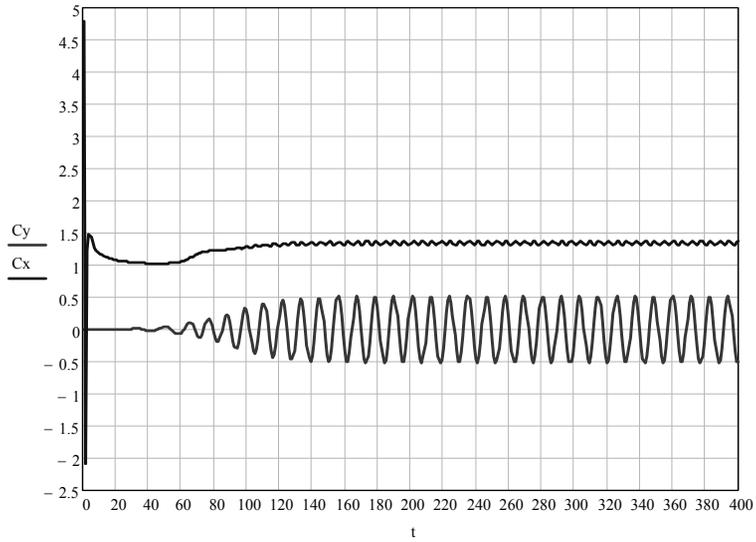


**Рис. 1.** Распределения модуля вектора скорости при дозвуковом обтекании цилиндра

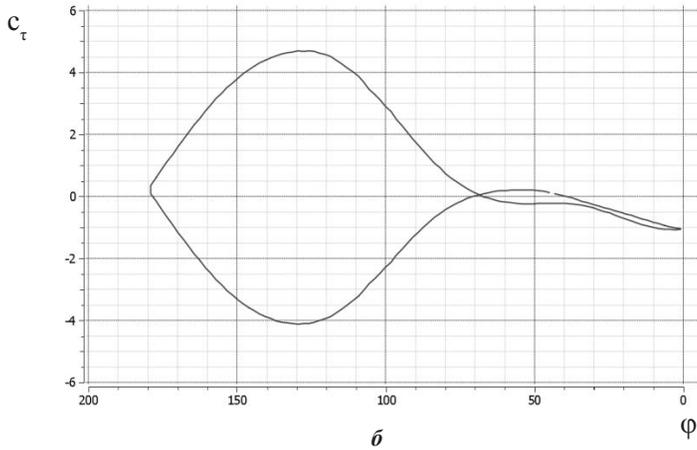
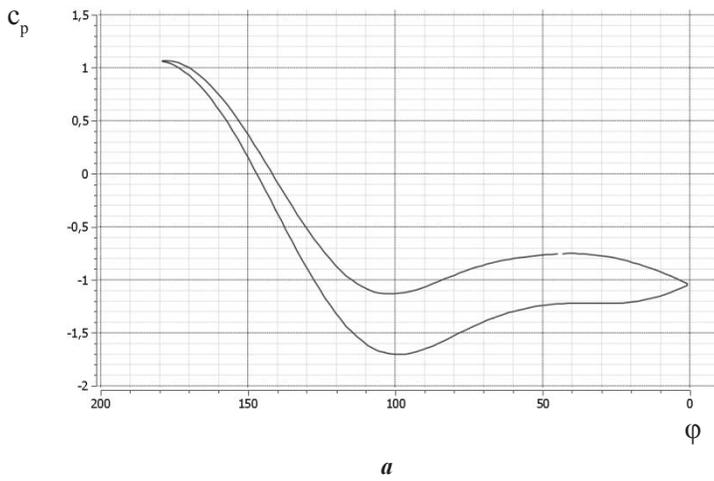


**Рис. 2.** Результаты экспериментальной визуализации вихрей при обтекании цилиндра для  $Re=140$  [6]

Обтекание цилиндра сверхзвуковым потоком характеризуется формированием отсоединенной головной ударной волны на наветренной части цилиндра. В донной области за цилиндром образуется веер волн разрежения и интенсивное вихревое течение. Сложная ударно-волновая структура обтекания формируется в результате взаимодействия хвостовых скачков уплотнения.

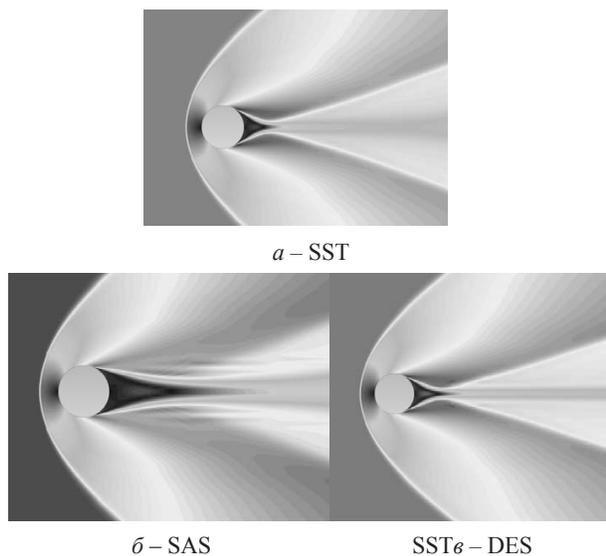


**Рис. 3. Изменение коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления с течением времени**



**Рис. 4. Распределение коэффициентов давления (а) и трения (б) на поверхности цилиндра для характерного момента времени  $t=400$**

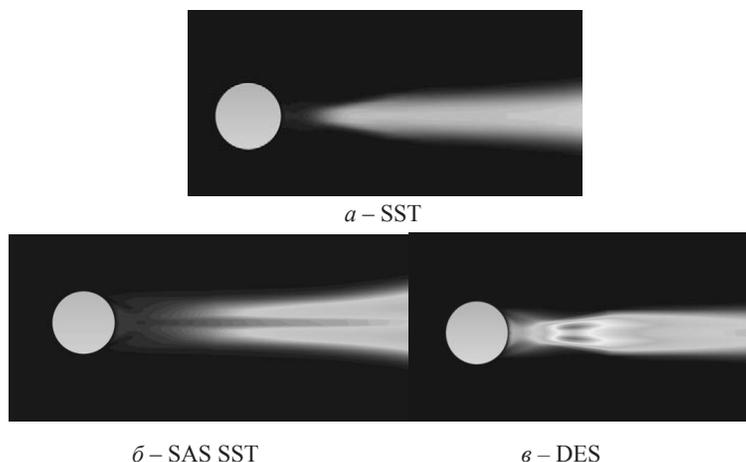
Результати моделювання сверхзвукового обтекания получены с использованием моделей турбулентности SST (Shear Stress Transport), SAS SST (Scale-Adaptive Simulation Shear Stress Transport) и DES (Detached Eddy Simulation) и приведены на Рис. 5–9. Картина обтекания соответствует характерному моменту времени  $t=50$ .



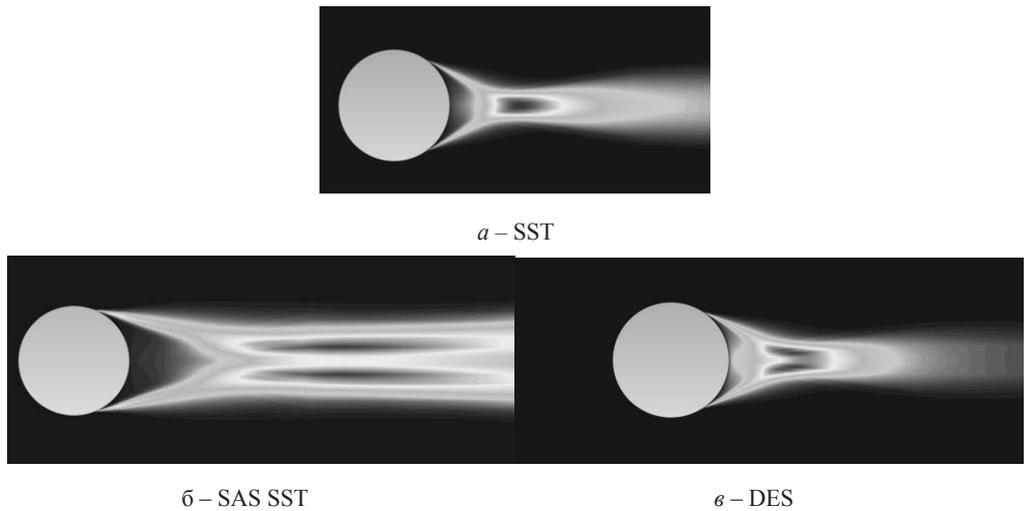
**Рис. 5. Распределение числа Маха при сверхзвуковом обтекании цилиндра для трех способов моделирования турбулентности**



**Рис. 6. Результаты экспериментальной визуализации обтекания цилиндра, соответствующие числу Маха  $M=3$  [11]**

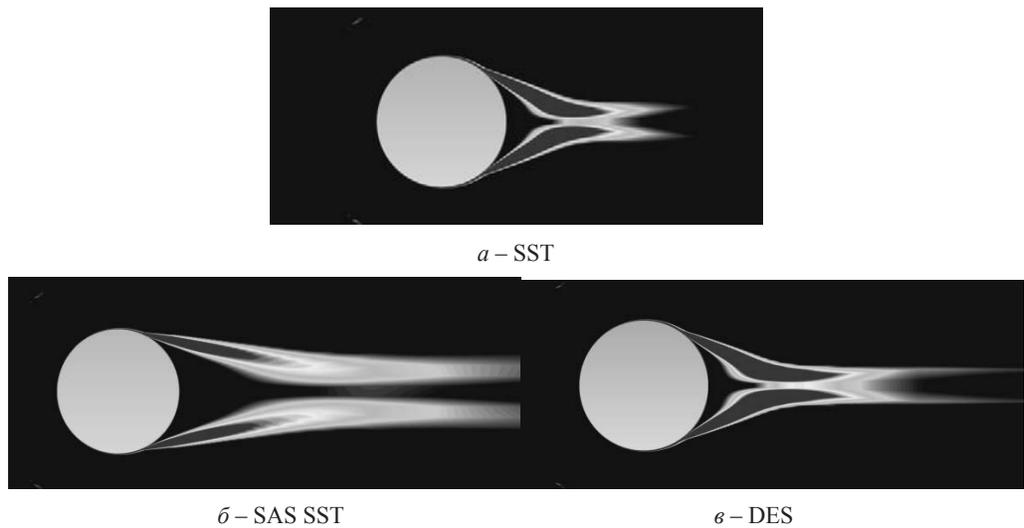


**Рис. 7. Распределение турбулентной вязкости при сверхзвуковом обтекании цилиндра**



**Рис. 8. Распределение кинетической энергии турбулентности при сверхзвуковом обтекании цилиндра**

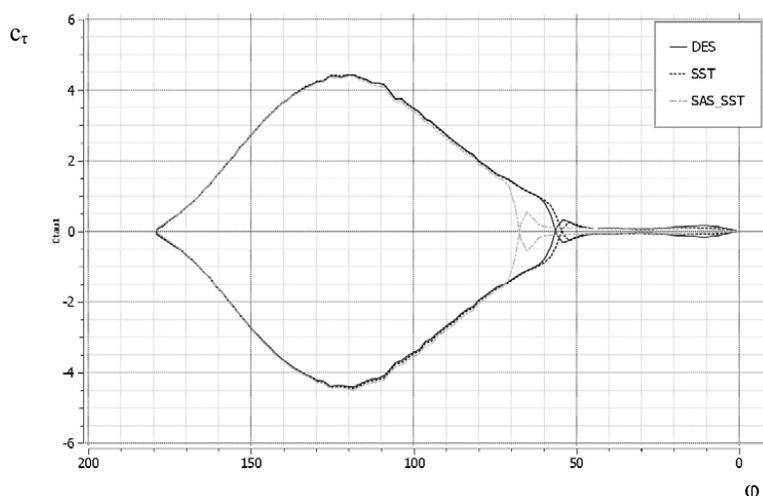
На наветренной части непосредственно перед цилиндром образуется отсоединенная ударная волна. Течение за практически плоской ударной волной вдоль поверхности цилиндра вплоть до угла  $45^\circ$  дозвуковое. В зависимости от выбранной модели турбулентности в районе угла  $120^\circ$  (отсчет ведется от левой границы цилиндра) пограничный слой отрывается. В следе за цилиндром слабые возмущения сливаются в хвостовой скачок уплотнения.



**Рис. 9. Распределение модуля вектора завихренности при сверхзвуковом обтекании цилиндра**

Сравнение различных моделей турбулентности показывает, что профиль распределения числа Маха практически не отличается друг от друга, различие проявляется только в донной части за цилиндром и на распределении кинетической энергии турбулентности, эффективной вязкости и завихренности. Так, модель турбулентности SST показала удовлетворительный результат в пристеночном слое. Модель турбулентности SAS SST позволяет исследовать формирование в потоке вихрей различных масштабов. Моделирование турбулентности с помощью отсоединенных вихрей (DES) является гибридной моделью, комбиниру-

ющей лучшие свойства полуэмпирических моделей на основе осредненных по Рейнольдсу нестационарных уравнений Навье-Стокса (RANS) и моделирования крупных вихрей (LES). Распределение характеристик потока, демонстрирующих интенсивность развития турбулентности при сверхзвуковом обтекании цилиндра для различных способов моделирования турбулентности, приведено на Рис. 6–9.



**Рис. 10. Распределение коэффициента трения на поверхности цилиндра при сверхзвуковом обтекании цилиндра для моделей турбулентности SST, SAS SST и DES**

Модель турбулентности также оказывает влияние и на формирование точки отрыва потока на поверхности цилиндра (Рис. 10). По результатам моделирования, угловое положение точки отрыва потока для моделей турбулентности SST и DES оказалось близким по значению,  $54^\circ$  и  $56^\circ$  (отсчет ведется от правой границы цилиндра) соответственно. Применение модели турбулентности SAS SST показало незначительный сдвиг точки отрыва в сторону увеличения угла, что в итоге составило  $67^\circ$ . Это может быть объяснено особенностью модели SAS SST, в частности ее положительной стороной – качественное описание вихрей вдали от стенок, что оказывает незначительное влияние на пристеночный слой, в результате наблюдается перемещение точки отрыва потока по поверхности цилиндра.

**Выводы.** По результатам проведенных расчетов можно сделать следующие выводы:

1. При дозвуковых скоростях картина обтекания характеризуется в основном числом Рейнольдса, которое влияет на положение точки отрыва, структуру отрывного течения в вихревом следе за цилиндром, а именно амплитуду и частоту схода вихрей, и колебаниями коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления.

2. При обтекании цилиндра сверхзвуковым потоком на наветренной части формируется головная ударная волна. В донной области за цилиндром образуется веер волн разрежения и интенсивное вихревое течение. Сложная ударно-волновая структура обтекания формируется в результате взаимодействия хвостовых скачков уплотнения.

3. Выбор модели турбулентности сильно влияет на масштабы вихрей особенно в донной области. Гибридные подходы моделирования турбулентности показали лучший результат описания физических явлений турбулентности как вблизи пограничного слоя, так и в следе за цилиндром.

### Библиографические ссылки

1. Алхимов, А. В. Моделирование турбулентности при пространственном обтекании цилиндра дозвуковым потоком [Текст] / А. В. Алхимов, А. А. Приходько // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. – № 4. – Т. 22. – 2014 – С. 14 – 22.
2. Аржанников, Н. С. Аэродинамика [Текст] / Н. С. Аржанников, В. Н. Мальцев. – М.: Оборонгиз, 1956. – 483с.
3. Белов, И. А. Моделирование турбулентных течений [Текст] / И. А. Белов, С. А. Исаев. – С.-Пб.: Балт. техн. ун-тет, 2001. – 108 с.
4. Белоцерковский, О. М. Численное моделирование в механике сплошных сред [Текст] / О. М. Белоцерковский.–М.: Физматлит, 1994. – 448 с.
5. Белоцерковский, О. М. Численное моделирование нестационарного периодического течения вязкой жидкости в следе за цилиндром [Текст] / О. М. Белоцерковский. – Ж. вычисл. и мат. физ. – 1984. – Т. 24. – С. 1207–1216.
6. Ван-Дайк, М. Альбом течений жидкости и газа [Текст] / М. Ван-Дайк. – М.: Мир, 1986.–184 с.
7. Гарбарук, А. В. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений [Текст] / А. В. Гарбарук, М. Х. Стрелец, М. Л. Шур. – С-Пб.: Изд-во Политех. ин-та, 2012. – 88 с.
8. Приходько, О. А. Численное моделирование нестационарных несжимаемых течений на основе уравнений Навье-Стокса в произвольной системе координат [Текст] / О. А. Приходько, Д. А. Редчиц. – Прикл. гидромеханика, 2005. – Т.7(79). – №1. – С. 56–71.
9. Фрост, У. Турбулентность. Принципы и применение [Текст] / У. Фрост, Т. Моулден. – М.: Мир, 1980. – 535 с.
10. Чжен, П. Отрывные течения [Текст] / П. Чжен. – М.: Мир, 1972–1973. – Т. 1–3.
11. Elsbury, S. Integrated rocket Ramjet [Text]/S. Elsbury, N. Randall, C. Sundquist, R. Willis advised by Dr. John Crepeau, Dr. Tao Xing. – Engineering design EXPO2015, University of Idaho, poster presentation.–1 p.
12. Sume, B. Hydrodynamics around cylindrical structure [Text] / B. Sume, J. Fredsoe. – Singapore. World Scientific, 2006. –530 p.

*Надійшла до редколегії 02.06.2015*

УДК 621.43

**О. М. Губа, О. В. Золотько, О. Є. Золотько**

*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

### **АНАЛІЗ МЕТОДІВ ЗНИЖЕННЯ АКУСТИЧНИХ ВИПРОМІНЮВАНЬ ВИСОКОШВИДКІСНОГО РЕАКТИВНОГО СТРУМЕНЯ ДЕТОНАЦІЙНОГО ДВИГУНА**

**Проведено порівняльний аналіз спектрів шуму турбореактивних і детонаційних двигунів. Виконано експертну оцінку можливих альтернативних способів вирішення проблеми зниження шуму детонаційних двигунів. Методом аналізу ієрархій обґрунтовано вибір ежекторних насадків як раціональних пристроїв для зменшення рівня шуму.**

*Ключові слова:* спектр шуму, детонаційний двигун, аналіз, ієрархія, ежектор, пристрій.

**Проведен сравнительный анализ спектров шума турбореактивных и детонационных двигателей. Выполнена экспертная оценка возможных вариантов альтернативных решений проблемы уменьшения шума детонационных двигателей. Методом анализа иерархий обоснован выбор ежекторных насадков в качестве рационального устройства снижения уровня шума.**

*Ключевые слова:* спектр шума, детонационный двигатель, анализ, иерархия, ежектор, устройство.

© О. М. Губа, О. В. Золотько, О. Є. Золотько, 2015

**The comparative analysis of a turbojet and a detonation engine noise spectrum is investigated. An expert estimation of an alternative design of a reduction noise device is performed. The ejector as a device for reduction noise level was well grounded by the method of a hierarchy analysis.**

*Key words:* noise spectrum, detonation engine, analysis, hierarchy, ejector, device.

**Вступ.** Детонаційним двигунам притаманні надвисока швидкість вивільнення хімічної енергії і термодинамічна досконалість термодинамічного процесу, яка має низький рівень зростання ентропії та високі темпи роботи циклу (порівняно з найбільш поширеними в авіаційному та ракетному двигунобудуванні циклами Брайтона й Гемфрі). Завдяки своїй високій енергоефективності, простоті й технологічності конструкції детонаційні двигуни в найближчій перспективі розглядають як найбільш прогнозовану й обґрунтовану заміну традиційних авіаційних та ракетно-космічних двигунів. Результати численних експериментальних досліджень підтверджують високі характеристики двигунів детонаційного згорання. Так, протягом 2010 – 2013 рр. фірма «Aerojet Rocketdyne» (США) провела близько 520 успішних вогневих випробувань різноманітних модифікацій двигунів безперервної детонації в щільній камері згорання. Водночас для успішної практичної реалізації концепції переходу до двигунних установок нового типу необхідно вирішити низку принципових науково-технічних проблем. Однією з них є проблема підвищеного рівня шуму детонаційних двигунів.

**Мета** нашого дослідження полягає у вивченні існуючих методів зниження рівня шуму надзвукового реактивного струменя сучасної авіаційної техніки для оцінки можливості їх застосування в ході використання детонаційних двигунів. Для досягнення цієї мети поставлено такі **завдання**: аналіз джерел шуму двигунних установок, детальне вивчення і зіставлення спектрів шуму реактивного надзвукового струменя та спектра шуму детонаційного двигуна, проведення порівняльного аналізу різних методів зниження шуму із застосуванням методу аналізу ієрархічної структури.

**Результати дослідження.** Проблема зниження рівня шуму літальних апаратів існує з п'ятдесятих років минулого століття, коли було створено перші реактивні пасажирські літаки. Зі збільшенням кількості авіаційних перевезень зростає рівень негативного екологічного впливу на довкілля. У результаті використання сучасної авіаційної техніки відбувається емісія шкідливих речовин в атмосферне повітря та акустичне його забруднення.

Джерелами акустичного впливу двигунних установок літальних апаратів на природне середовище та людину є компресори, вентилятори, турбіни, камери згорання і вихлопний струмінь двигуна, «внесок» якого в загальний рівень шуму двигуна. Розробка та впровадження двоконтурних турбореактивних двигунів замість одноконтурних дозволили знизити загальний рівень шуму за рахунок удосконалення технічних й акустичних характеристик їх джерел, але вплив високошвидкісного струменя залишився вирішальним.

Відповідно до рішень, прийнятих ІКАО (Міжнародна організація цивільної авіації), у 2013 р. екологічні вимоги до авіаційної техніки стали більш жорсткі із урахуванням норм щодо рівнів шуму для населених пунктів. У сучасних умовах виконання вимог розділу 4 норм ІКАО зі зниження рівня шуму від двигунної установки літального апарата можна забезпечити:

- відсутністю вхідних напрямних лопаток компресорів;
- звукопоглинальними розподільними кільцями;
- оптимізацією кількості лопаток вентилятора і статора;
- зниженням швидкості витoku продуктів згорання;
- використанням акустичних зазорів турбін;
- акустичним облицюванням.

Застосування даних принципів дозволяє дещо знизити рівень акустичного випромінювання, що загалом не сприяє суттєвому поліпшенню екологічної обстановки у зв'язку зі зростанням інтенсивності використання літальних апаратів. Проблема значно загострюється в разі використання перспективних детонаційних двигунів. Для виконання вимог ІКАО необхідне зниження шуму струменя двигуна на величину близько 20 EPNdB. Водночас стосовно економічності польоту пристрій для зниження шуму повинен забезпечувати зменшення акустичного випромінювання не менше ніж на 4 EPNdB на 1% втрати тяги двигуна.

Шум надзвукового струменя – аеродинамічний, він утворюється в результаті взаємодії повітряного потоку із навколишнім середовищем, тобто причиною його появи є рух повітряного потоку. Розрізняють випадки потрапляння у газове середовище, яке знаходиться у спокої відносно сопла (затоплений простір), а також у рухоме середовище, тобто в супутній і зустрічний потоки. Залежно від співвідношення тиску на перерізі сопла до тиску навколишнього середовища виділяють два класи струменів: ізобаричні та неізобаричні, які, у свою чергу, поділяють на перерозширені та недорозширені. Характерною особливістю неізобаричного надзвукового струменя є суттєва нерівномірність газодинамічних параметрів потоку в поздовжньому та поперечному напрямках. Тобто газ має невелику швидкість у радіальному напрямку, що приводить до появи складної течії з областями розширення й стискання й до появи ударних хвиль. При цьому радіальна компонента швидкості газу біля межі струменя може декілька разів змінювати свій напрямок, поки не стане незначною. Така особливість обумовлює те, що на деякій відстані від перерізу сопла межа струменя може формувати послідовність характерних бочкоподібних структур, кількість і геометрія яких залежить від газодинамічних параметрів витікання струменя та геометричних характеристик сопла.

Природа акустичного випромінювання високошвидкісного струменя пов'язана із наявністю у його зсувних шарах численних турбулентних вихрів різного масштабу, які взаємодіють із структурою струменя та генерують акустичне випромінювання в навколишнє середовище.

Вивчення особливостей спектрів шуму турбулентного потоку [1] виявило залежність його складників від напрямку акустичного випромінювання. Спектр шуму струменя в разі зміни кута  $\alpha$  суттєво змінюється (Рис. 1): за збільшення величини  $\alpha$  поступово зростають рівні низькочастотних складників шуму в результаті зростаючого впливу конвективного підсилення звуку. Крім зазначеного ефекту конвекції зі зростанням частоти звуку значно підсилюється інший ефект відхилення звуку від осі, пов'язаний із наявністю градієнтів швидкості й температури потоку. При цьому відбувається аналогічне зростання частки низькочастотних складників у спектрі. Найбільш суттєва зміна спектрів шуму відбувається за великих значень кута спостереження  $\alpha = 45 - 90^\circ$ .



Рис. 1. Характерна діаграма направленості спектра шуму надзвукової хвилі [1]

У шумі надзвукового струменя виділяють три базові складники: шум турбулентного змішування, ширококутовий ударно-хвильовий шум і дискретний тон (інтенсивний звук на одній частоті). Нижче наведено зображення типового шуму надзвукового недорозширеного струменя, виміряного під кутом  $60^\circ$  [7] (Рис. 2).

Особливості оформлення цих складників можна описати таким чином. Ударно-хвильовий шум можна виявити тільки за наявності бочкоподібної газодинамічної структури потоку. Потужність його випромінювання пов'язана з кінетичною енергією струменя і не залежить від температури. Такий шум переважає в напрямку проти течії струменя, його спектр може містити кілька піків. У разі збільшення кута спостереження область ударно-хвильового шуму зміщується в напрямку високих частот.



Рис. 2. Типовий шум надзвукового струменя [2]

Дискретний тон безпосередньо пов'язаний із ударно-хвильовим шумом струменя. Головна відмінність у механізмі формування цього складника шуму полягає в наявності явища зворотного акустичного зв'язку. Його можна пояснити тим, що ударно-хвильовий шум, випромінюваний біля меж газодинамічних бочок, рухаючись у напрямку, протилежному течії струменя, впливає на тонкий шар змішування біля сопла. Це зумовлює підсилення збурень у даній автоколивної системі, у ній розвиваються коливання на певній частоті, що обумовлює збільшення амплітуди пульсацій, тобто генерування коливань дискретного тону в спектрі шуму надзвукового неізобаричного струменя.

Слід зауважити, що визначення дискретного тону в спектрі шуму суттєво залежить від методики проведення акустичних досліджень. У разі використання захисного ковпачка на мембрані мікрофона дискретні тони згладжуються (Рис. 3), хоча в його спектрі наявні всі вказані вище складники.

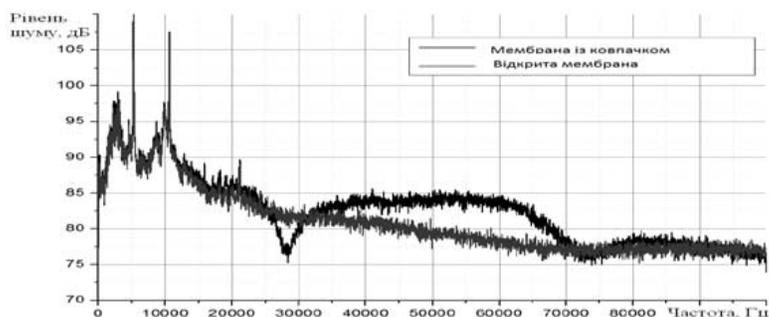


Рис. 3. Вплив використання захисного ковпачка мікрофона на форму спектра шуму надзвукового струменя [3]

Нижче зображено реальний спектр шуму детонаційного двигуна, отриманий у [8] (Рис. 4). Оскільки вихідний струмінь детонаційного двигуна також надзвуковий, його спектр має бути наближеним до спектра шуму струменя турбореактивного двигуна.

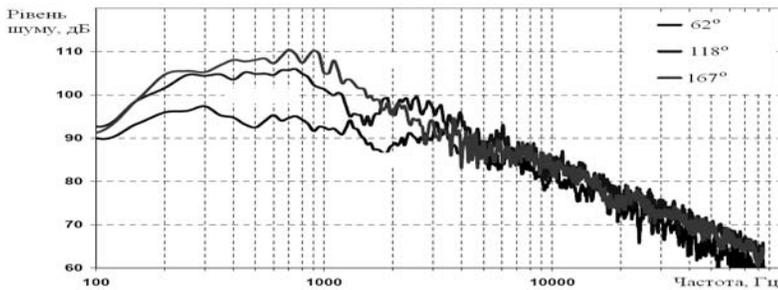


Рис. 4. Спектр шуму детонаційного двигуна [4]

Як бачимо (Рис. 4), спектр шуму детонаційного двигуна за своїми характеристиками і спектрам аналогічний наведеному вище спектру шуму надзвукового реактивного струменя: у ньому також можна виділити зони турбулентного змішування та ударно-хвильову зону. Що стосується дискретного тону, то він менш виразний у зв'язку з використанням під час проведення експерименту мікрофона, захищеного ковпачком зі звукопоглинального матеріалу. Можна також побачити залежність спектра шуму від кута спостереження: шум має направлений характер, але в разі збільшення кута спостереження його максимум зміщується у височастотну область. Еквівалентний рівень шуму надзвукового реактивного струменя складає 95 – 97 дБА, а вихідний струмінь детонаційного двигуна створює шум 97 – 112 дБА. Таким чином, проаналізувавши спектри шуму турбореактивного та детонаційного двигунів, можна зробити висновок про їх подібність, а отже, для останніх можна оптимізувати вживання загальних заходів зі зменшення рівня шуму.

Усі існуючі методи та засоби зниження акустичного випромінювання струменя з урахуванням природи генерації звуку та способів його поширення можна розділити на такі:

1. Зниження градієнта середньої швидкості, у результаті чого зменшується частка зсувного шуму струменя.
2. Відбиття та екранування шуму струменя в потрібних напрямках.
3. Зміна ударно-хвильової структури струменя за рахунок перебудови структури стрибків ущільнення в потоці.
4. Керування розвитком турбулентності в шарі змішування струменя зумовлює зміну частотного балансу енергії акустичного випромінювання струменя.
5. Взаємне знешкодження акустичних хвиль у разі їх підсумовування із протифазними.

До сучасних напрямків зниження рівня шуму двигунів можна віднести використання газових екранів, багатотрубчастих насадків, розсікачів основного потоку, вихорогенераторів (табів і шевронів), вдування мікроструменів, використання ежекторів різних типів. Проаналізуємо їх основні особливості.

Метод використання газового екрана [3] заснований на обдуванні високошвидкісного струменя повільним кільцевим потоком. При цьому відбувається зниження рівня турбулентності та поперечний градієнт швидкості. Кільцевий потік під час зниження шуму виконує функцію перепони на шляху поширення звуку. Ефект зниження рівня шуму посилюється в разі підвищення температури струменя, його товщини й різниці акустичних імпедансів струменя та навколишнього середовища. Результати експериментальних досліджень показали, що зниження шуму струменя у випадку застосування газового екрана сягає 20 дБ на високих частотах. Слід зазначити, що даний метод малоефективний у боротьбі із шумом у детонаційних двигунах, оскільки суттєво не впливає на низькочастотні складники спектра шуму.

У разі встановлення на переріз сопла багатотрубчастих насадків вихідний струмінь розділяється, що при водить до зниження загальної акустичної потужності потоку, зменшення кількості низькочастотних і підвищення кількості високочастотних складників у спектрі шуму. Аналогічного ефекту можна досягти, використовуючи секторне сопло, із розсікачами – плоскими перфорованими пластинами, установлюваними на центральному тілі [5].

Основний шумозаглушувальний ефект у випадку використання вихорогенератора пов'язують із утворенням поздовжніх вихорів, які впливають на структуру течії в шарі змішування струменя [9]. Найбільш відомим видом вихорогенератора є таб – невеликий виступ усередині сопла, розташований на його перерізі [10]. У результаті проведення експериментів із використанням табів у вигляді пилкоподібних насадків на соплі виявлено зниження рівня шуму на величину 5–20 дБ та заглушення дискретного тону шуму струменя. Модифікацією табів (процес їх доробки становить 40 років) стали шеврони – таби, які мали меншу відстань між окремими виступами по периметру сопла і були менш заглиблені у вихідний потік. Особливістю їх впливу на акустичні характеристики струменя є зниження рівня шуму на низьких частотах і збільшення на високих, що обумовлює зміщення максимумів спектра шуму в низькочастотну область. За результатами досліджень щодо впливу 54 різновидів шевронів на шум вихідного струменя і на величину втрати тяги двигуна встановлено, що в найкращих конфігураціях шевронів відбулося зменшення рівня шуму на ~ 3 дБ за втрат тяги приблизно 0,06 %. Слід зазначити, що оптимізація кількості шевронів дозволяє знизити низькочастотний шум без підвищення низькочастотного (від 4 до 6 дБ у разі використання на серійних двигунах Boeing – 787).

Сучасний метод боротьби з шумом – керування процесами змішування у струмені – вдвуг мікроструменів в основний потік (джерела мікроструменів розташовані по периметру сопла). Численні дослідження [4] показали можливість зниження загального рівня шуму на 1,5 – 3 дБ, низькочастотних складників – на 5 дБ і заглушення дискретного тону.

Для покращення інтенсифікації процесу турбулентного перемішування струменя використовують ежекторні насадки. Дослідження довели, що використання насадків з ежектором довжиною від 1,4 до 3 діаметра ежектора здатне знизити рівень шуму від 15 до 25 дБ. В умовах польоту такий глушник забезпечує зниження шуму на 8 дБ у разі втрат тяги не більше 4 %.

Слід зазначити, що здійснити якісний порівняльний аналіз указаних методів зниження шуму високошвидкісного реактивного струменя достатньо складно через відсутність однакових критеріїв шумозаглушення для кожного з методів: зниження загального рівня шуму струменя, зменшення рівня шуму низькочастотних складників, ефективні методи зниження дискретного тону. У літературі не завжди наведено дані про величину втрати тяги двигуна. Тому для вибору раціонального методу зниження шуму детонаційного двигуна доцільне застосування методу аналізу ієрархій, який передбачає декомпозицію проблеми та побудову домінантної ієрархічної структури у вигляді перевернутого дерева з основою біля вершини (Рис. 5).

Вершиною ієрархії є головна мета – розробка пристрою для зменшення рівня шуму. На нижчому рівні ієрархічної структури сформульовані критерії, за якими проводять експертну оцінку можливих альтернативних способів вирішення проблеми. Причому кожен елемент другого рівня є метою для всіх елементів третього (найнижчого) рівня. На цьому рівні розглядають різноманітні потенційні способи досягнення головної мети. У результаті здійснення розрахунків прийнято таку шкалу оцінювання (табл. 1).

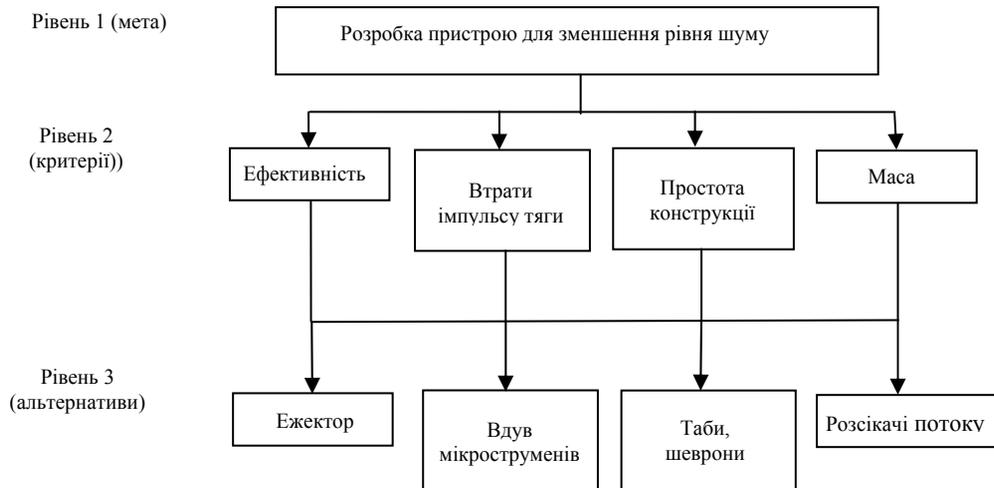


Рис. 5. Декомпозиція проблеми в ієрархію [5]

Таблиця 1

## Шкала відносної вагомості

Інтенсивність відносної значущості	Зміст
1	Однакова значущість
3	Помірна перевага однієї альтернативи над іншою
5	Суттєва перевага
7	Значна перевага
9	Надзвичайна перевага
2, 4, 6, 8	Проміжні рішення між двома «сусідніми» рішеннями
Обернена величина	Якщо порівняння двох альтернатив здійснюють за допомогою одного з чисел від 1 до 9, то оцінка порівняння другої альтернативи з першою має обернену величину, тобто від 1 до 1/9

Відповідно до цієї шкали критерії другого та третього рівнів було попарно порівняно між собою (табл. 2–3) із визначенням відповідних векторів пріоритетів.

Таблиця 2

## Матриця парних порівнянь і вектор пріоритетів для другого рівня ієрархії

Пристрій для зменшення рівня шуму	Ефективність	Втрати імпульсу тяги	Простота конструкції	Маса	Вектор пріоритетів
Ефективність	1	2	3	2	0,424
Втрати імпульсу тяги	0,5	1	2	2	0,271
Простота конструкції	0,33	0,5	1	1	0,145
Маса	0,5	0,5	1	1	0,161

Методику розрахунку векторів пріоритетів докладно викладено в [6], вона передбачає визначення геометричного середнього й нормалізацію компонентів власних векторів. Загальні результати синтезу пріоритетів наведено в табл. 4. Проаналізувавши дані табл. 4, можна з'ясувати, що максимальне значення глобального пріоритету отримали ежекторні шумоглушники.

Таким чином, використання ежекторних соплових насадків потенційно здатне зменшити акустичне навантаження до допустимого рівня. У техніці широко використовують циліндричні ежектори й ежектори, площа поперечного перерізу яких змінна. Циліндричні ежектори розміщують співвісно до камери двигуна,

або на певній відстані від неї. Тип ежектора, який може забезпечити максимальне заглушення шуму, та спосіб його розташування відносно камери визначають робоча частота пульсацій детонаційного двигуна, геометрія камери й соплови насадків, ступінь заповнення камери паливною сумішшю, коефіцієнт масового співвідношення компонентів палива та ін. Використання ежекторів дозволяє усунути пікові закиди тиску, особливо потужні на звукових частотах. У результаті чого відбувається утворення широкосмугового спектра акустичного випромінювання, зміщеного в ультразвукову область. Слід зазначити, що вживання заходів зі зниження рівня акустичного випромінювання суттєво не погіршує характеристики двигуна, а в деяких випадках навіть покращує їх.

Таблиця 3

### Матриця парних порівнянь та вектори пріоритетів для третього рівня ієрархії

Ефективність (зниження рівня шуму)	Ежектор	Вдув мікроструменів	Таби, шеврони	Розсікачі потоку	Вектор пріоритетів
Ежектор	1	2	3	4	0,467
Вдув мікроструменів	0,5	1	2	3	0,278
Таби, шеврони	0,33	0,5	1	2	0,160
Розсікачі потоку	0,25	0,33	0,5	1	0,095
Втрати імпульсу тяги	Ежектор	Вдув мікроструменів	Таби, шеврони	Розсікачі потоку	Вектор пріоритетів
Ежектор	1	4	5	5	0,586
Вдув мікроструменів	0,25	1	3	3	0,227
Таби, шеврони	0,2	0,33	1	1	0,094
Розсікачі потоку	0,2	0,33	1	1	0,094
Простота конструкції	Ежектор	Вдув мікроструменів	Таби, шеврони	Розсікачі потоку	Вектор пріоритетів
Ежектор	1	5	0,5	0,33	0,194
Вдув мікроструменів	0,2	1	0,25	0,2	0,064
Таби, шеврони	2	4	1	2	0,406
Розсікачі потоку	0,53	5	0,5	1	0,336
Маса	Ежектор	Вдув мікроструменів	Таби, шеврони	Розсікачі потоку	Вектор пріоритетів
Ежектор	1	0,2	0,125	0,142	0,041
Вдув мікроструменів	5	1	0,2	0,25	0,118
Таби, шеврони	8	5	1	3	0,290
Розсікачі потоку	7	4	0,33	1	0,290

Таблиця 4

### Загальні результати синтезу

	Ефективність (0,424)	Втрати імпульсу тяги (0,271)	Простота конструкції (0,145)	Маса (0,161)	Глобальний пріоритет
Ежектор	0,467	0,586	0,194	0,041	0,391
Вдув мікроструменів	0,278	0,227	0,064	0,118	0,207
Таби, шеврони	0,160	0,094	0,406	0,290	0,199
Розсікачі потоку	0,095	0,094	0,336	0,290	0,161

### Бібліографічні посилання

1. Кузнецов, В. М. Основы теории шума турбулентных струй [Текст] / В. М. Кузнецов. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 240 с.
2. Губанов, Д. А. Экспериментальное исследование влияния вихрегенераторов и подвода жидкости на шум высокоскоростных струй [Текст] / Д. А. Губанов, Н. П. Киселев, В. И. Запрягаев // Учен. зап. ЦАГИ. – 2012. – Т. 43, № 4. – С. 57–68.

3. **Мунин, А. Г.** Авиационная акустика: шум на местности дозвуковых пассажирских самолетов и вертолетов [Текст] / А. Г. Мунин, В. Ф. Самохин, Р. А. Шипов. – М.: Машиностроение, 1986. – 248 с.
4. **Запрыгаев, В. И.** Структура течения сверхзвуковой недорасширенной струи с вдувом микроструй [Текст] / В. И. Запрыгаев, Д. А. Губанов, Н. П. Киселев // Вестн. НГУ. Сер.: Физика. – 2013. – Т. 8, № 1. – С. 44–55.
5. Пат. МПК F02K1/34 (2006.01), F01N1/24 :. – Российская Федерация. Шумоглушащее устройство [Текст] / Кочетов О. С. – № РФ 23031512007; опубл. 20.07.2007. – 54 с.
6. **Саати, Т.** Аналитическое планирование. Организация систем [Текст] / Т. Саати, К. Кернс. – М.: Радио и связь, 1991. – 224 с.
7. **Seiner, J. M.** Advances in high speed jet aeroacoustics [Text] / J. M. Seiner // AIAA Paper. – 1984. – P. 2275.
8. **Glaser, A.** Experimental Investigation into the Off-Design Performance of a Pulse Detonation Engine [Text] / A. Glaser, D. Allgood, E. Gutmark // AIAA Paper 2004-1208, Jan. 2004.
9. **Запрыгаев, В. И.** Flow structure at an initial section of supersonic underexpanded jet in the presence of microjet vortex generators [Text] / V. I. Zaprygaev, N. P. Kiselev, D. A. Gubanov // Proc. of XV Intern. Conf. Methods of Aerophysical Research ICMAR. – 2010. – Vol. 1. – P. 249–250.
10. **Reeder, M. F.** The impact of tab location relative to the nozzle exit on jet distortion [Text] / M. F. Reeder, K. B. Zaman // AIAA J. – 1996. – Vol. 34. – P. 197–199.

*Надійшла до редколегії 31.05.2015*

УДК 519.24.681

**И. И. Деревянко**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **ОСНОВЫ ТЕОРИИ АДАПТИВНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ СТОХАСТИЧЕСКИХ ВЫБОРОК ИЗМЕРЕНИЙ**

Рассмотрен алгоритм адаптивной фильтрации нестационарных стохастических выборок измерений. Представлены структурная схема адаптивной фильтрации, блок-схема разработанной компьютерной программы и результаты вычислительного эксперимента.

*Ключевые слова:* адаптивная фильтрация, модель измерений, структурная схема, оценка параметров, стохастический тренд.

Розглянуто алгоритм адаптивної фільтрації нестационарних стохастичних вибірок вимірювань. Подано структурну схему адаптивної фільтрації, блок-схему розробленої комп'ютерної програми і результати обчислювального експерименту.

*Ключові слова:* адаптивна фільтрація, модель вимірювань, структурна схема, оцінка параметрів, стохастичний тренд.

We review the algorithm of adaptive filtering of non-stationary stochastic sampling measurements. The block diagram of an adaptive filter, a block diagram of developed computer programs and results of numerical experiments are presented.

*Key words:* adaptive filtering, measurement model, block diagram, parameter estimation, stochastic trend.

**Введение.** Информация о состоянии нестационарных объектов неразрушающего контроля и технической диагностики содержится в измерениях их параметров, стохастические закономерности которых неизвестны, измерения искажены

помехами и их объем, как правило, ограничен. Математическая модель таких измерений линейно-протяженных объектов может быть представлена в виде дискретной последовательности суммы автокоррелированных случайных величин вида

$$x(k) = m(k)[S_0(k) + \Delta S(k) + A(k)] + n(k), \quad (1)$$

где  $m(k)$  – контактная (модулирующая) помеха, описываемая автокоррелированной последовательностью случайных величин с законом бета-распределения вероятностей и параметрами  $\alpha$  и  $\beta$ ;  $n(k)$  – измерительный шум, последовательность независимых нормальных случайных величин, как правило, с неизвестной интенсивностью;  $S_0(k)$  – постоянная или медленно изменяющаяся стохастическая составляющая, характеризующая затухания колебаний в различных точках контролируемого объекта;  $\Delta S(k)$  – автокоррелированная составляющая, порождаемая структурными неоднородностями;  $A(k)$  – составляющая, порождаемая дефектами.

**Постановка задачи.** При контроле линейно-протяженных объектов (трубы, рельсы, сварные соединения) путем их сканирования, измерения  $x(k)$  содержат информацию о структуре металла, внутренних остаточных напряжениях, их аномальных измерениях на отдельных участках и все это отражается на статистических закономерностях измерений. Располагая этими данными, необходимо выделить и оценить (отфильтровать) составляющие  $S_0(k)$ ,  $\Delta S(k)$  и  $A(k)$ , при этом их обнаружение и оценка параметров существенно зависят от влияния помех  $m(k)$  и  $n(k)$ . Задача решается не в реальном масштабе времени, а после аналого-цифрового преобразования измеряемого сигнала и его запоминания.

**Методы и способы исследований.** Рассмотрим решения поставленной задачи на примере стохастического тренда  $S_0(k)$  и автокоррелированных флуктуаций  $\Delta S(k)$ . Для их описания применяют степенные полиномы и ряды ортогональных полиномов или стохастические медленно меняющиеся дискретные последовательности Маркова, Юла, отличающиеся своими энергетическими спектрами (низкочастотным и высокочастотным).

Для решения задачи фильтрации нестационарных измерений в условиях отсутствия априорных данных разработан алгоритм адаптивной фильтрации (теории адаптивной фильтрации описаны в работах [1; 2]), реализованный в виде компьютерной программы, необходимой для проведения вычислительных экспериментов и оценки работоспособности метода. В рассматриваемом случае адаптивное устройство содержит программируемый фильтр обработки, алгоритм адаптации, который на основании определенной программы анализа входных, выходных и прочих данных обрабатывает сигнал, поступающий на программируемый фильтр.

В качестве основы для реализации алгоритма адаптивной фильтрации был выбран метод фильтрации с применением подвижных окон различных порядков, а адаптация достигалась путем выбора наилучшего из них на каждом участке кривой.

Стохастическим трендом будем называть медленно меняющийся дискретный сигнал с неизвестными стохастическими закономерностями, о котором известно только то, что его измерения искажены помехами и зафиксированная экспериментальная выборка измерений ограниченного объема. Для его определения выделим в окрестности измерений  $x(k)$  частную выборку измерений  $x(k+i)$ , где  $i = 0, \pm 1, \pm 2, \dots, \pm m$ , обозначим неизвестную постоянную составляющую в этой точке  $a_0(k)$  и оценим ее, минимизируя квадрат разности

$$\sum_{i=-m}^m (x(k) - a_0(k))^2 = \Delta^2(k). \quad (2)$$

Решив уравнение

$$\frac{d[\Delta^2(k)]}{da_0} = -2 \sum_{i=-m}^m (x(k) - a_0(k)), \quad (3)$$

получим

$$\bar{x}(k) = a_0^*(k) = \frac{1}{2m+1} \sum_{i=-m}^m x(k+i). \quad (4)$$

Это хорошо известная фильтрация с применением подвижного окна путем вычисления текущего среднего значения выборки измерений [3]. Функция корреляции среднего значения  $\bar{x}(k)$  имеет вид равнобедренного треугольника

$$r(i) = 1 - \frac{|i|}{m}, \quad 0 \leq i \leq m. \quad (5)$$

Энергетический спектр оценки математического ожидания дискретного стационарного сигнала описывается выражением

$$G(\Omega) = 1 + 2 \sum_{i=1}^m \left(1 - \frac{i}{m}\right) \cos(\Omega i). \quad (6)$$

Если в окрестности измерения  $x(k)$  измеряемая функция  $S(k+i)$  ( $i = 0, \pm 1, \pm 2, \dots, \pm m$ ) неизвестна, то ее модель представим в виде ограниченного ряда Тейлора

$$M(i/k) = \sum_{j=0}^q a_j i^j. \quad (7)$$

Коэффициенты модели  $a_0(k)$ ,  $a_1(k)$ , ...,  $a_q(k)$  оценим по выборке измерений  $x(k+i)$ , где  $i = 0, \pm 1, \dots, \pm m$ , применив метод наименьших квадратов

$$\Delta^2(k/q) = \sum_{i=-m}^m \left(x(k+i) - \sum_{j=0}^q a_j i^j\right)^2. \quad (8)$$

Приравняв частные производные по коэффициентам  $a_j$  ( $j = 0, 1, 2, \dots, q$ ) к нулю, получим систему уравнений

$$\sum_{j=0}^q \sum_{i=-m}^m a_j(k) i^{j+m} = \sum_{i=-m}^m i^m x(k+i). \quad (9)$$

Решим уравнение, полагая  $q = 0, 1, 2, 3$ . В этом случае может быть восемь вариантов моделей:

$$1) M_1(i/k) = a_{01}(k); \quad (10)$$

$$2) M_2(i/k) = a_{01}(k) + a_{11}(k)i;$$

$$3) M_3(i/k) = a_{02}(k) + a_{21}(k)i^2;$$

$$4) M_4(i/k) = a_{01}(k) + a_{31}(k)i^3;$$

$$5) M_5(i/k) = a_{02}(k) + a_{11}(k)i + a_{21}(k)i^2;$$

$$6) M_6(i/k) = a_{01}(k) + a_{12}(k)i + a_{32}(k)i^3;$$

$$7) M_7(i/k) = a_{02}(k) + a_{21}(k)i^2 + a_{31}(k)i^3;$$

$$8) M_8(i/k) = a_{02}(k) + a_{12}(k)i + a_{21}(k)i^2 + a_{32}(k)i^3.$$

Введем обозначения

$$C_j = \sum_{i=-m}^m i^j, \quad B_j(k) = \sum_{i=-m}^m i^j x(k+i) \quad (11)$$

и получим формулы для оценки параметров моделей по выборке измерений  $x(k+i)$  в окрестности измерения  $x(k)$ .

1. Функция нулевого порядка

$$\alpha_{00}^*(k) = \frac{B_0(k)}{C_0} = \frac{1}{2m+1} \sum_{i=-m}^m x(k+i). \quad (12)$$

2. Функция первого порядка

$$\alpha_{01}^*(k) = \frac{B_0(k)C_1}{C_0C_1} = \frac{1}{2m+1} \sum_{i=-m}^m x(k+i), \quad (13)$$

$$a_{11}^*(k) = \frac{B_1(k)C_1}{C_0C_1} = \frac{3}{m(m+1)(2m+1)} \sum_{i=-m}^m (ix(k+i)).$$

3. Функция второго порядка

$$a_{02}^*(k) = \frac{C_4B_0(k) - C_4B_3(k)}{C_0C_4 - C_2^2} = \frac{3}{2m+1} \sum_{i=-m}^m \left[ \left( \frac{3m^2 + 3m - 1 - 5i^2}{4m^2 + 4m - 3} \right) x(k+i) \right], \quad (14)$$

$$\alpha_{12}^*(k) = \frac{C_2B_1(k) - C_4B_3(k)}{C_2C_6 - C_4^2} = \frac{3}{m(m+1)(2m+1)} \sum_{i=-m}^m (ix(k+i)),$$

$$\alpha_{22}^*(k) = \frac{C_0B_2(k) - C_2B_0(k)}{C_0C_4 - C_2^2} = \frac{15}{(4m^2 + 4m - 3)(2m+1)} \sum_{i=-m}^m \left[ \left( \frac{3i^2}{m(m+1)} - 1 \right) x(k+i) \right].$$

4. Функция третьего порядка

$$a_{03}^*(k) = \frac{C_0B_2(k) - C_2B_0(k)}{C_0C_4 - C_2^2} = \frac{3}{2m+1} \sum_{i=-m}^m \left[ \left( \frac{3m^2 + 3m - 1 - 5i^2}{4m^2 + 4m - 3} \right) x(k+i) \right], \quad (15)$$

$$\alpha_{13}^*(k) = \frac{B_3(k)}{C_6} = \frac{5 \sum_{i=-m}^m [5i(3m^4 + 6m^3 - 3m + 1) - 7i^3(3m^2 + 3m - 1)] x(k+i)}{m(m+1)(2m+1)(4m^4 + 3m^3 - 7m^2 - 11m + 6)},$$

$$\alpha_{23}^*(k) = \frac{C_2B_3(k) - C_4B_1(k)}{C_2C_6 - C_4^2} = \frac{15}{(4m^2 + 4m - 3)(2m+1)} \sum_{i=-m}^m \left[ \left( \frac{3i^2}{m(m+1)} \right) x(k+i) \right],$$

$$a_{33}^*(k) = \frac{C_2B_3(k) - C_4B_1(k)}{C_3C_6 - C_4^2} = \frac{35 \sum_{i=-m}^m [5i^3 - i(3m^2 + 3m - 1)] x(k+i)}{m(m+1)(2m+1)(4m^4 + 3m^3 - 7m^2 - 11m + 6)}.$$

Для каждого участка кривой функция нестационарности определяется следующим образом. По частной выборке измерений  $x(k+i)$  для всех значений  $q=0, 1, 2, 3$  оцениваются интерполяционные коэффициенты  $a_{00}^*, a_{01}^*, \dots, a_{ij}^*$ , вычисляются средние квадраты ошибок

$$\Delta^{2*} \left( \frac{k}{q} \right) = \sum_{i=-m}^m (x(k+i) - \sum_{j=0}^q a_j^* i^j)^2 \quad (16)$$

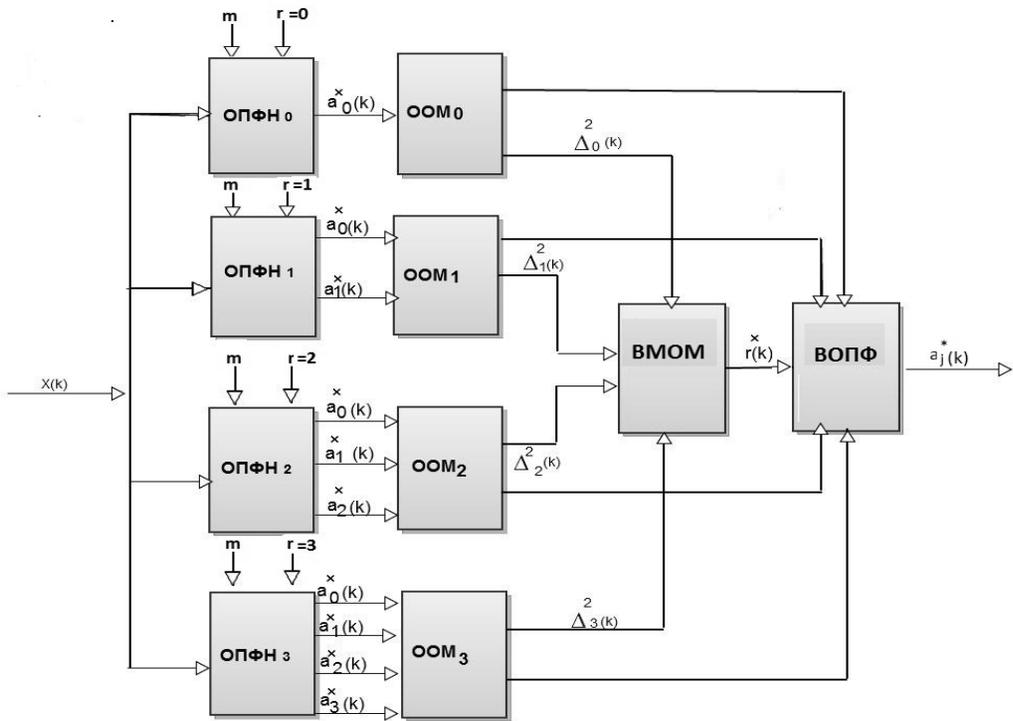
и выбирается порядок функции, у которой  $\Delta^{2*} \left( \frac{k}{q} \right)$  будет минимальной.

В общем виде алгоритм адаптивной фильтрации можно представить графически в виде структурной схемы (Рис. 1). Алгоритм позволяет выделить тренд из

искаженного дискретным шумом сигнала путем выбора оптимального порядка фильтрации для каждой из дискретных составляющих сигнала.

Так как низкочастотная составляющая модели описывается коэффициентами  $a_{00}^*$ ,  $a_{01}^*$ , ...,  $a_{0j}^*$  и формулы нахождения этих коэффициентов при различных порядках попарно одинаковы ( $\sqrt{\Delta S^2} = \frac{1}{n} \sum_{k=0}^{n-1} (S(k) - S^*(k))^2$  и  $q = 1$ , затем  $q = 2$  и  $m$  и т.д.), то решение поставленной задачи сводится к выбору между простым подвижным окном и подвижным окном третьего порядка, что существенно упрощает задачу и уменьшает нагрузку на вычислительную технику.

Чтобы сформировать модели стохастического тренда и автокоррелированной функции, располагая измерениями вида (1), необходимо выделить путем фильтрации оценку тренда  $S_0^*(k)$ , вычислить выборку разности  $\Delta x(k) = x(k) - S_0^*(k)$  и, отфильтровав  $\Delta x(k)$ , вычислить  $\Delta S^*(k)$ . Располагая выборками  $S_0^*(k)$  и  $\Delta S^*(k)$ , можно оценить параметры разностных уравнений и определить их характеристики.



**Рис. 1. Структурная схема адаптивной фильтрации:**  
**ОПФН** – оценка параметров функции нестационарности; **ООМ** – оценка ошибки моделирования; **ВМОМ** – выбор минимальной ошибки моделирования;  
**ВОПФ** – выбор оптимального порядка фильтрации

При применении подвижного окна для фильтрации трендовой составляющей возникают существенные ошибки на начальном и конечном участках выборки. Для уменьшения этих ошибок необходимо применить следующие формулы:

1) начальный участок  $k = 0$ ,  $a_0^*(k)$  – по формуле

$$a_0^*(k) = \frac{1}{2k + 1} \sum_{i=1-k}^{k-1} x(k + i), \quad 1 < k < m; \quad (17)$$

2) конечный участок  $k > n - m$ ,  $S_3(k) = 100 + 0,01k + 0,015k^2 - 0,0001k^3$  оценивается по формуле

$$\alpha_0^*(k) = \frac{1}{2n - (2k + 1)} \sum_{i=-(n-1)+k}^{(n-1)-k} x(k + i), \quad k > n - m. \quad (18)$$

В качестве реализации алгоритма адаптивной фильтрации была разработана компьютерная программа – адаптивный фильтр, блок-схема которой приведена на Рис. 2. С помощью разработанной программы проводятся вычислительные эксперименты с целью определения оптимальных параметров фильтрации, обработки экспериментальных измерений и оценки ошибок адаптивного метода.

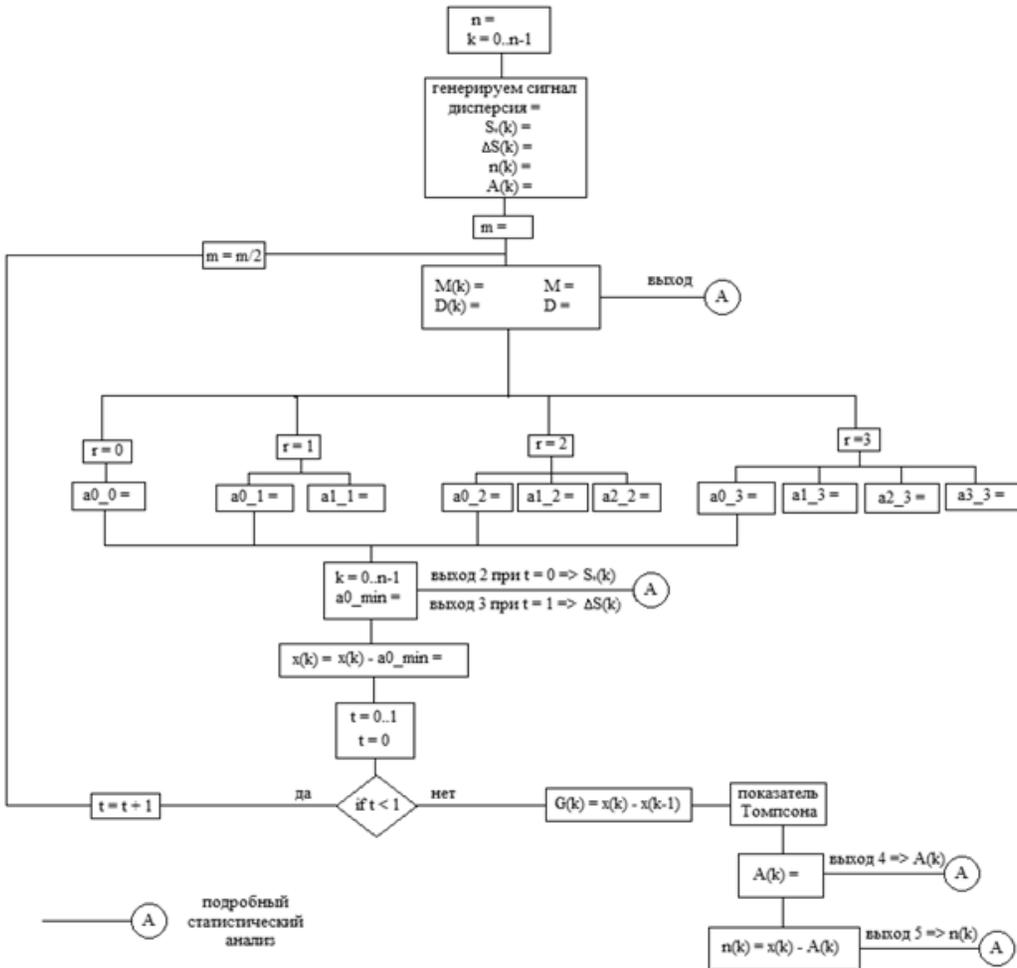


Рис. 2. Блок-схема разработанной программы для адаптивной фильтрации

**Результаты и их обсуждение. Выбор параметров фильтрации.** В первую очередь для проведения адаптивной фильтрации с целью получения наилучших оценок низкочастотной составляющей модели измерений необходимо экспериментально оценить и выбрать оптимальное количество измерений, входящих в частную выборку  $x(k + i)$ , то есть размер плавающего окна, который равен  $2m + 1$ . Параметр  $m$  определяется количеством точек, которые усредняются за один шаг.

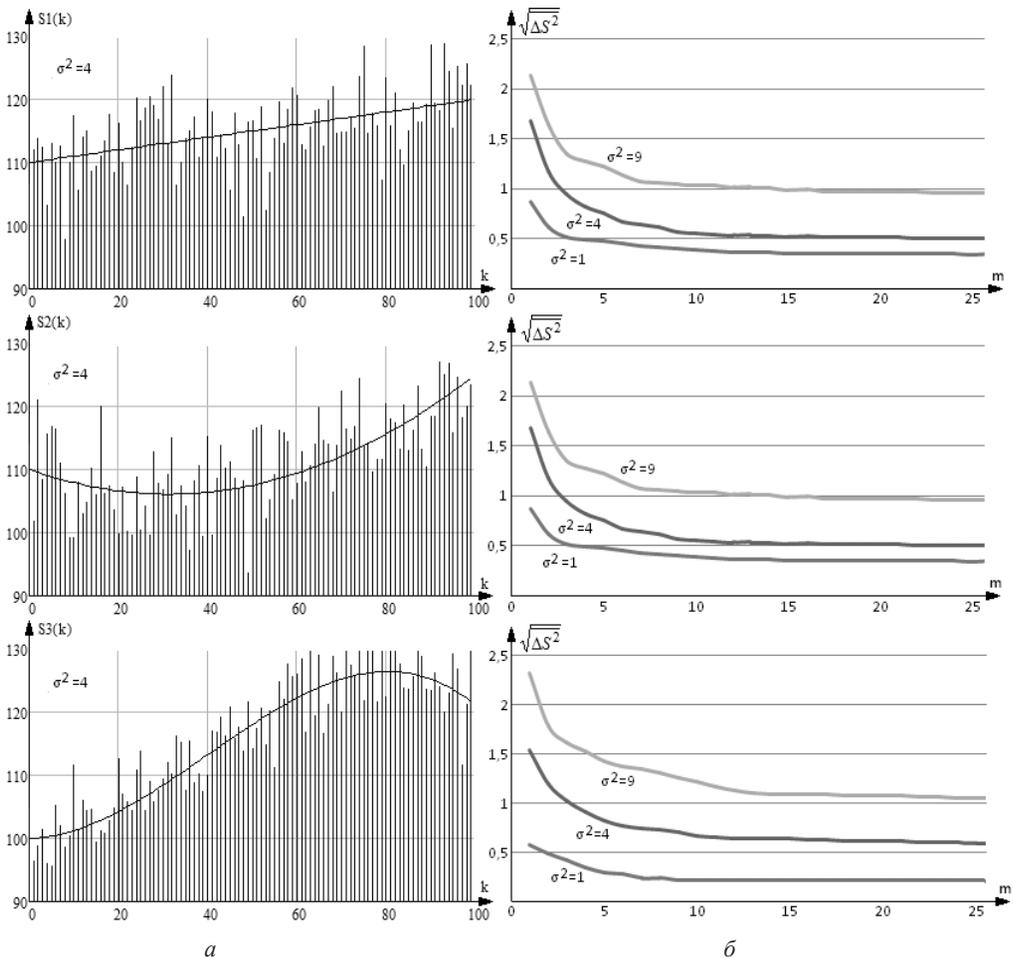
Зададим три детерминированные функции: постоянную, квадратичную и кубическую, которые аналитически описываются обобщенным рядом Тейлора

ра  $S(k) = a_0 + a_1k + a_2k^2 + \dots + a_nk^n$ . Эти функции искажены белым дискретным шумом с различной дисперсией  $\sigma_1^2 = 1$ ,  $\sigma_2^2 = 4$ ,  $\sigma_3^2 = 9$ . Заданные функции имеют следующий вид: 1)  $S_1(k) = 110 + 0,1k$  – линейная; 2)  $S_2(k) = 110 - 0,25k + 0,005k^2$  – квадратичная; 3)  $S_3(k) = 100 + 0,01k + 0,015k^2 - 0,0001k^3$  – кубическая. Графики рассматриваемых функций представлены на Рис. 3,а.

В ходе проведения вычислительного эксперимента будем изменять размер плавающего окна  $m$  и при его разных значениях оценим средний квадрат ошибки, значения которого получим с помощью формулы

$$\sqrt{\Delta S^2} = \frac{1}{n} \sum_{k=0}^{n-1} (S(k) - S^*(k))^2. \quad (19)$$

Оптимальной оценкой размера окна будет та, при которой значение среднего квадрата ошибки будет минимальным. Ниже приведены зависимости оценок значения среднего квадрата ошибок при различных значениях размера подвижного окна (Рис. 3,б).

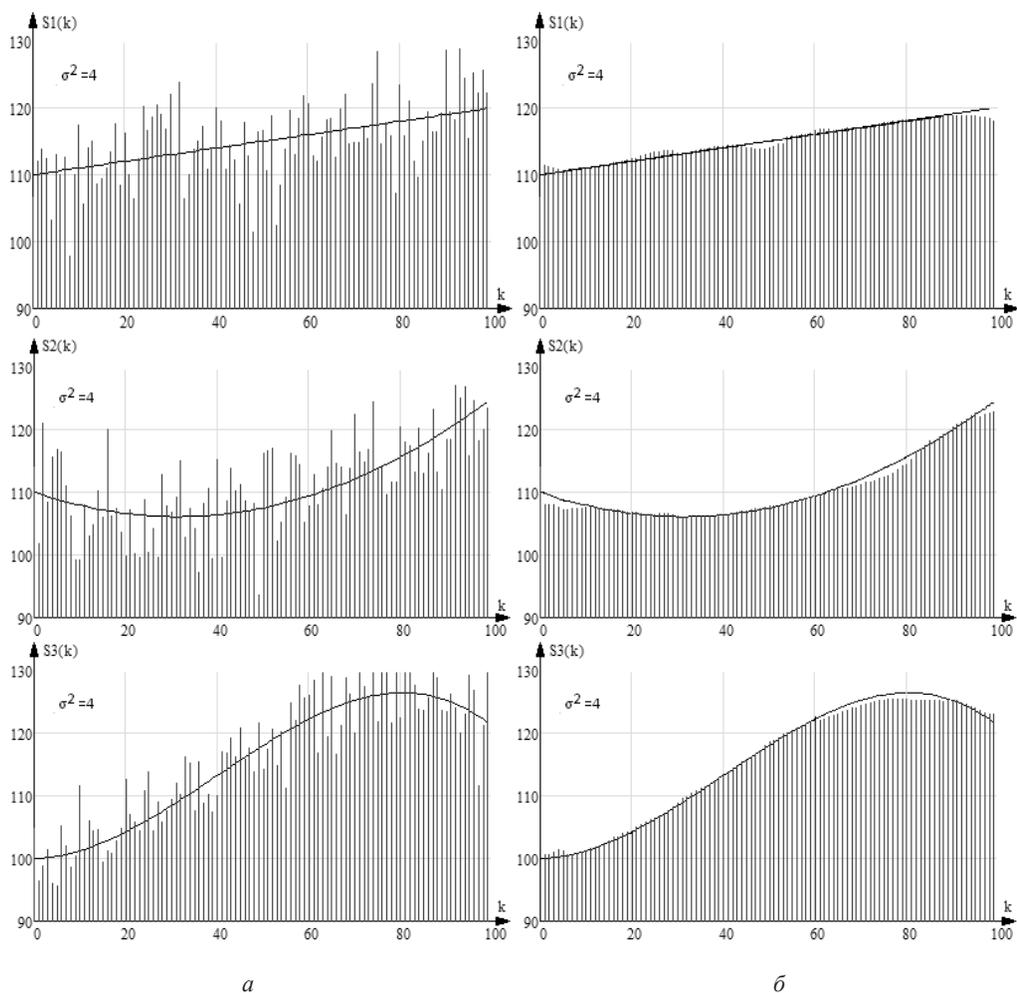


**Рис. 3. Детерминированные функции и ошибки их фильтрации:**  
а – функция, искаженная шумом; б – зависимости средней ошибки от ширины окна

По результатам анализа полученных графиков можно сделать вывод, что наиболее точной оценкой параметра  $m$  для линейной функции будет значение  $m = 6..8$ , для квадратичной и кубической –  $m = 9..11$ , так как при этих величинах средний квадрат ошибки уже имеет практически минимальное значение.

Дальнейшее увеличение размера окна нецелесообразно, потому что уменьшение ошибки будет несущественным, а затраты времени на расчет и нагрузка на ПК увеличатся. Для упрощения задачи моделирования выберем параметр  $m$  в интервале  $m = 9..11$  как для постоянных функций, так и для квадратичных и кубических.

*Результаты адаптивной фильтрации детерминированных функций.* Проведем исследование, результатом которого будет фильтрация детерминированных функций  $S_1(k)$ ,  $S_2(k)$ ,  $S_3(k)$  с применением адаптивного метода и их визуализацией в удобном для наблюдения и сравнения виде. Результаты представлены на Рис. 4: на Рис. 4,а отображены линейная, квадратичная и кубическая функции, искаженные шумом с параметром  $\sigma^2 = 4$ , на Рис. 4,б – те же функции, но отфильтрованные адаптивным методом.



**Рис. 4. Детерминированные функции:**  
а – искаженные шумом; б – отфильтрованные адаптивным методом

Из рисунков видно, что разработанный метод позволяет проводить фильтрацию сигналов в условиях отсутствия априорных данных с минимальными искажениями полученной функции относительно заданной, что дает возможность проводить визуально-аналитический анализ измерений и принимать решения о состоянии объекта контроля.

Оценим значения среднего квадрата ошибки по формуле (19). Результаты занесем в табл. 1.

Таблица 1

### Оценки ошибок фильтрации детерминированных функции

$\sqrt{\Delta S^2}$	Линейная функция	Квадратичная функция	Кубическая функция
Адаптивная фильтрация	0,511	0,695	0,759

*Оценка ошибок, проверка работоспособности метода.* С целью проведения сравнительного анализа результатов, полученных различными методами необходимо численно оценить ошибки адаптивного метода и проверить работоспособность разработанного алгоритма.

Одной из проблем описания нестационарных функций является возникновение существенной ошибки метода, что приводит к резкому снижению эффективности фильтрации методом подвижного окна. Вычислительные эксперименты показали стремительный рост ошибки метода при увеличении ширины подвижного окна. Применение метода адаптивной фильтрации позволяет минимизировать эти ошибки, а при отсутствии шумовых помех – свести их к нулю.

Для наглядности ниже представим данные, полученные при фильтрации детерминированных нестационарных функций для условия, что  $m = 10$  и  $\sigma_1^2 = 1$  (табл. 2).

Таблица 2

### Ошибки метода фильтрации подвижными окнами

$\sqrt{\Delta S^2}$	Постоянная	Линейная	Квадратичная	Кубическая
Окно 0-го порядка	0	0	0,035	0,040
Окно 3-го порядка	0,085	0,095	0	0
Адаптивная фильтрация	0	0	0	0

Результаты, полученные в ходе эксперимента, свидетельствует о том, что метод адаптивной фильтрации позволяет полностью устранить ошибки метода, которые возникали при описании постоянных и линейных функций подвижным окном 3-го порядка, а также квадратичных и кубических функций подвижным окном 0-го порядка. Применение адаптивной фильтрации позволяет путем перебора минимизировать ошибки метода и определять наиболее оптимальный порядок подвижного окна для заданной функции, что необходимо при условии, что эти функции неизвестны.

Приведем результаты эксперимента по оценке эффективности метода адаптивной фильтрации при выделении тренда в условиях его искажения белым дискретным шумом сравнительно с существующим, широко используемым, методом подвижного окна. Данные представим в виде зависимостей ошибок фильтрации от ширины окна (Рис. 5).

Численно оценим значения ошибок адаптивной фильтрации и метода подвижного окна при оптимальном значении  $m = 10$  для каждого метода (табл. 3).

Проанализировав зависимости (Рис. 5) и полученные результаты (табл. 3), можно сделать вывод, что наивысшей эффективностью обладает метод адаптивной фильтрации, причем он эффективен для описания всех видов рассмотренных функций, чего нельзя сказать про другие рассматриваемые методы. Например,

метод простого подвижного окна ефективний при фільтрації лінійних кривих, в той же час він малоєфективний при фільтрації квадратичних і кубічних функцій. Метод подвижного окна третього порядку ефективний при фільтрації кубічних і квадратичних кривих, але неефективний при роботі з лінійними функціями.

Таблиця 3

## Оценки ошибок фильтрации детерминированных функций

$\sqrt{\Delta S^2}$	Линейная функция	Квадратичная функция	Кубическая функция
Окно 0-го порядка	0,330	0,598	0,614
Окно 3-го порядка	0,584	0,445	0,423
Адаптивная фильтрация	0,230	0,315	0,345

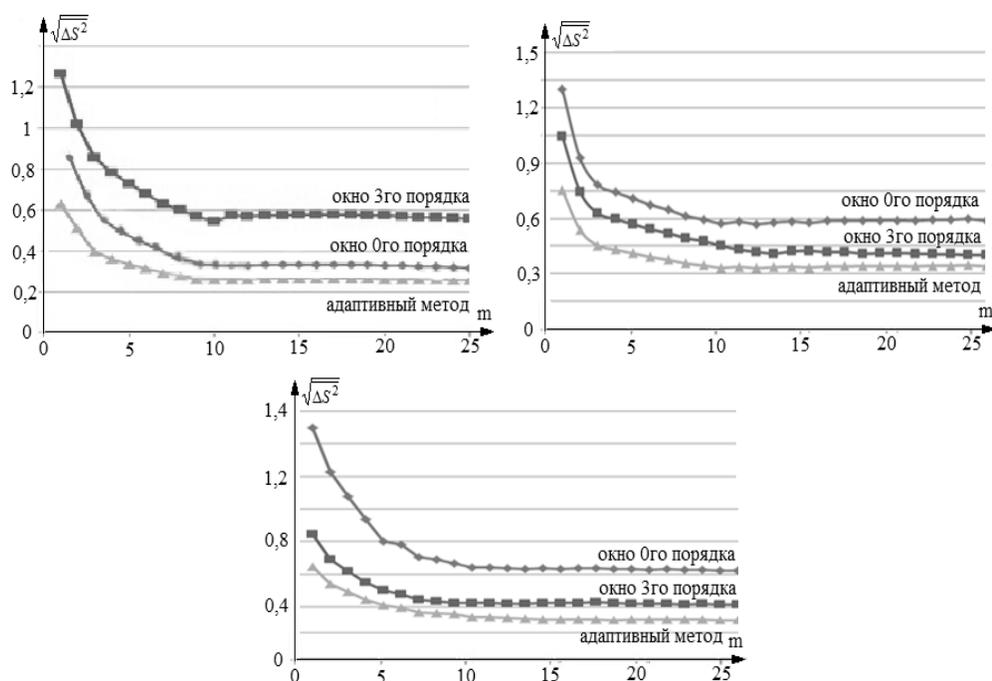


Рис. 5. Сравнение ошибок фильтрации:

*a* – линейная функция; *b* – квадратичная функция; *c* – кубическая функция

Очевидно, что применение метода адаптивной фильтрации позволяет выделять искомую функцию из всех составляющих модели со значительно меньшими значениями ошибок, чем при применении метода простого подвижного окна или же подвижного окна третьего порядка.

**Выводы и предложения.** В работе рассмотрены основы теории адаптивной фильтрации нестационарных стохастических выборок измерений. Представлены алгоритм метода, структурная схема адаптивной фильтрации, блок-схема разработанной компьютерной программы и результаты вычислительного эксперимента.

По результатам визуально-аналитического анализа рисунков и таблиц, полученных в процессе проведения вычислительных компьютерных экспериментов, можно сделать следующие выводы: применение метода адаптивной фильтрации успешно позволяет решать поставленную задачу

фльтрації сигналів в умовах відсутності априорних даних. Причому помилки фільтрації в даному випадку мінімальні для всіх видів детермінованих функцій, що дозволяє застосовувати його для описання більш складних з точки зору статистики закономірностей стохастических функцій.

### Библиографические ссылки

1. Грант, П. М. Адаптивные фильтры [Текст]: пер. с англ. / П. М. Грант [и др.]; под ред. К.Ф.Н. Коузана и П. М. Гранта. – М.: Мир, 1988. – 392 с.
2. Деревянко, И. И. Идентификация и классификация сварных соединений по результатам магнитометрических измерений. Применение адаптивной фильтрации [Текст] / И. И. Деревянко // Тез. докл. Междунар. форума студентов, аспирантов и молодых ученых / редкол.: Е. М. Сулима: – Д.: ДНУ, 2013. – С. 319–320.
3. Малайчук, В. П. Математическая дефектоскопия [Текст]: монография / В.П. Малайчук, А.В. Мозговой. – Д.: Систем. технологии, 2005. – 180 с.

*Надійшла до редколегії 29.05.2015*

УДК 534.321.9+534.512.1

**А. С. Жильцова, О. В. Саевич, Ф. А. Чмиленко**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

### **ВОЗДЕЙСТВИЕ УЛЬТРАЗВУКОВОГО ПОЛЯ НА ПОВЕДЕНИЕ В ВОДНЫХ РАСТВОРАХ СИСТЕМЫ АЛЬБУМИН–КРАСИТЕЛЬ**

Рассмотрено влияние ультразвукового поля на конформационные изменения молекул сывороточного альбумина в водных растворах. Показано, что ультразвуковая обработка растворов альбумина позволяет повысить степень связывания альбумина с бромкрезоловым зеленым в водных растворах.

*Ключевые слова:* кровь, ультразвук, альбумин, бромкрезоловый зеленый.

Розглянуто вплив ультразвукового поля на конфірмаційні зміни молекул сироваткового альбуміну у водних розчинах. Показано, що ультразвукова обробка розчинів альбуміну дозволяє підвищити ступінь зв'язування альбуміну з барвником (бромкрезоловим зеленим) у водних розчинах.

*Ключові слова:* ультразвук, альбумін, бромкрезоловий зелений.

The effect of ultrasonic field on the conformational serum albumin molecules changes in aqueous solutions was studied. It was shown that ultrasonic treatment of albumin solutions let increase the binding degree between albumin and the dye in aqueous solutions.

*Key words:* ultrasound, albumin, bromocresol green.

**Введение.** Общеизвестно, что ежегодно возрастает воздействие физических полей различной природы на организм человека, при этом наблюдаются патологические изменения в его системах. Одной из критических систем организма, наиболее определяющих эффект такого воздействия, является кровь, особенно ее основная транспортная составляющая – альбумин. Способность молекулы альбумина изменять конформацию под действием физических полей, в частности ультразвукового, позволила предположить, что определенная модификация его молекулы может повысить степень связывания системы белок–краситель. В химическом и клинико-биохимическом анализах широко применяется спектрофотометрическая методика, основанная на связывании альбумина с бромкрезоловым

красителем. Следует отметить, что первоначальное связывание идет за счет электростатического взаимодействия сульфогрупп красителя с положительно заряженными аминокислотными остатками в молекуле белка и зависит от его концентрации, химического состава и конформации молекулы [4;5;7;14;15].

**Постановка задачи.** Известно, что ультразвуковая активация – один из современных способов ускорения протекания химических реакций. При воздействии ультразвуковых волн с интенсивностью выше  $1 \text{ Вт/см}^2$  на водные растворы в последних возникают различные нелинейные эффекты. Наиболее важными для интенсификации химических процессов являются акустические течения и кавитация. Акустические течения возникают вследствие поглощения средой переносимой звуковой волной количества движения, при этом наблюдается перемешивание среды, таким образом, акустические течения способствуют интенсификации химических процессов [12]. Ультразвуковые (УЗ) колебания обеспечивают сверхтонкое диспергирование (не реализуемое другими способами), увеличивая межфазную поверхность реагирующих компонентов, что также, возможно, влияет на ускорение химических реакций.

Целью нашего исследования было изучение влияния воздействия УЗ поля на водные растворы белка и его поведение в системе альбумин–бромкрезоловый зеленый.

**Методы и способы исследования.** Объектом исследования служили водные системы сывороточного альбумина человека (САЧ) в интервале концентраций  $1,85 \cdot 10^{-6} - 1,29 \cdot 10^{-5}$  моль/л. Краситель – бромкрезоловый зеленый водорастворимый (используется при стандартной методике количественного определения альбумина в крови), ч.д.а., С(БКЗ) –  $1,2 \cdot 10^{-3}$  моль/л. Значения  $\text{pH} = 4,2 - 4,5$  поддерживали при помощи ацетатного буферного раствора.

Спектры поглощения регистрировались на спектрофотометре Specord M-40 (Германия) в диапазоне длин волн  $200 - 650 \text{ нм}$ . УЗ обработку исследуемых растворов проводили УЗ диспергатором УЗДН-1М с частотой  $22 \text{ кГц}$ . Интенсивность УЗ воздействия выбирали согласно работе [13].

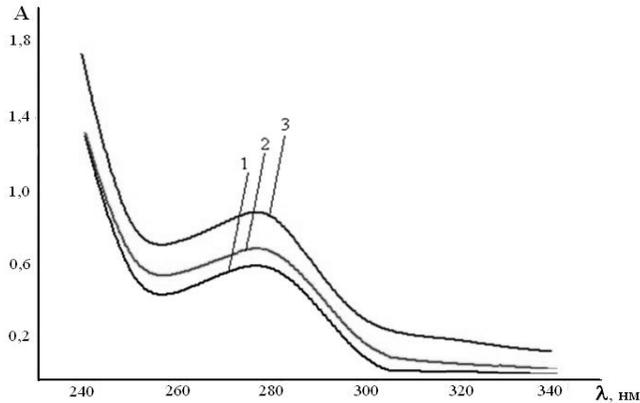
Содержание альбумина определяли биуретановым методом [6]. Сразу после УЗ обработки растворов альбумина определяли содержание модифицированной формы белка методом переосаждения в системе трихлоруксусная кислота–этанол по методике [2]. Содержание модифицированной формы рассчитывали в процентах от общего содержания альбумина.

**Результаты и их обсуждение.** Ниже представлена зависимость изменения оптической плотности водных растворов альбумина ( $\lambda = 280 \text{ нм}$ ) от времени воздействия физического поля (Рис. 1). Как видно, максимумы спектра поглощения раствора альбумина уменьшаются в зависимости от времени действия ультразвука. Известно, что при УЗ воздействии происходит изменение структуры воды и белковых молекул. Кавитация инициирует распад молекул воды на свободные радикалы, в частности ОН, что приводит к перестройкам воды у поверхности белка с последующим изменением их гидрофильности, которую обуславливают полярные группы ( $\text{COO}^-$ ,  $\text{NH}_3^+$ ). Отщепление иона  $\text{H}^+$  при активации молекулы воды приводит к образованию сильного электрического поля вокруг функциональных групп белковой молекулы [1;3]. Одна из основных функциональных групп белковой молекулы, обеспечивающая максимум спектра поглощения альбумина, – триптофан – весьма чувствительна к полярности окружения [8;11]. По-видимому, уменьшение оптической плотности раствора альбумина, наблюдаемое при УЗ обработке белкового раствора, обусловлено как изменением окружения хромофорных групп альбумина, так и «разворачиванием» клубка молекулы биополимера. Аналогичные эффекты наблюдались для растворов альбумина всех концентраций.

Следует отметить, что с увеличением времени УЗ воздействия происходит более глубокая модификация молекул альбумина в растворе. Длительное облучение

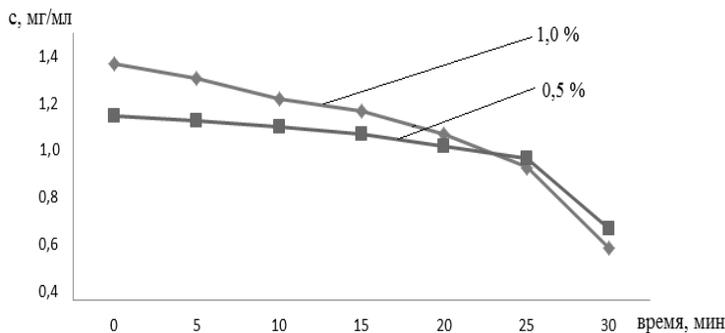
приводит к денатурации молекул биополимера [1;3;10;11]. Нами были подобраны параметры УЗ воздействия, которые оказывали бы «мягкое» действие и обеспечивали последовательную модификацию белковой молекулы без ее разрушения.

Определяли изменение концентрации нативного альбумина в его растворах после УЗ воздействия. На Рис. 2 представлены данные изменения концентрации нативного альбумина от времени облучения УЗ полем. После 25 мин УЗ воздействия концентрация нативного альбумина резко уменьшилась. При этом в интервале времени 0–25 мин общая концентрация альбумина не изменилась, в растворе произошла модификация белковых молекул.



**Рис. 1. Спектры поглощения раствора САЧ ( $1,29 \cdot 10^{-5}$  моль/л) при различном времени УЗ обработки: 1 – 30 мин; 2 – 25 мин; 3 – без обработки**

При воздействии ультразвука свыше 25 мин наблюдалась деструкция молекул белка. Поэтому в дальнейших исследованиях выбрано время УЗ воздействия в интервале 15 – 20 мин, при котором наблюдается максимальная степень модификации молекул альбумина.



**Рис. 2. График влияния времени УЗ обработки на изменение концентрации нативного альбумина**

Исследовали изменение максимумов спектров поглощения комплекса альбумин–краситель от времени УЗ обработки растворов альбумина ( $1,29 \cdot 10^{-5}$  моль/л). Для сравнения приведены данные для системы альбумин–краситель с необлученным белком (таблица).

В результате УЗ воздействия в молекулах альбуминов возможно уменьшение внутренних водородных связей между пептидными карбоксилами и фенильными группами тирозиновых остатков, а также карбоксильными группами и другими

аминокислотными остатками, что может дестабилизировать спиральные участки в белковой молекуле [1; 9; 11]. В результате происходит изменение модификации молекул белка, что приводит к разделению доменов молекулы альбумина (с раскрытием междоменных областей для связывания) и увеличению связывания красителя с карбоксильными группами. Уровень модификационной конформации белковых молекул предопределяет как общую поверхность сорбции, так и возможности связывания белок–краситель. Как видно из приведенных данных, повышение оптической плотности системы альбумин–краситель при предварительной УЗ обработке альбумина в течение 15 мин увеличивает степень связывания модифицированного ультразвуком белка с красителем. Оптимальные параметры УЗ воздействия такие: время – 15 мин, частота – 22 кГц, интенсивность – 3,9 Вт/см<sup>2</sup>.

### Зависимость величины оптической плотности системы альбумин–краситель от степени модификации молекул альбумина

Время ультразвуковой обработки растворов альбумина, мин	Степень модификации молекул альбумина, %	Оптическая плотность комплекса альбумин–краситель
0	-	0,92
5	4,6	0,95
10	11,0	1,04
15	14,8	1,18
20	22,0	1,09
25	32,1	0,89
30	57,0	0,61

**Выводы.** Изучено влияние воздействия УЗ поля на водные растворы альбумина. Доказано, что УЗ обработка приводит к модификации молекул белка, а степень модификации зависит от параметров воздействия физического поля: при обработке растворов альбумина свыше 25 мин начинается необратимая денатурация молекул белка.

Показано, что УЗ обработка растворов альбумина позволяет повысить степень связывания альбумина с БКЗ в водных растворах. Подобраны оптимальные параметры УЗ обработки для данного процесса: частота – 22 кГц, интенсивность – 3,9 Вт/см<sup>2</sup>, время – 15 мин.

### Библиографические ссылки

1. **Акопян, В. Б.** Основы взаимодействия ультразвука с биологическими объектами [Текст] / В. Б. Акопян, Ю. А. Ершов. – М.: МГТУ им. Н. Баумана, 2005. – 224 с.
2. **Багдасарьян, С. Н.** Количественный метод оценки конформационных изменений альбумина сыворотки крови [Текст] / С. Н. Багдасарьян, Г. В. Троицкий, А. Я. Вершинин // Укр. биохим. журн. – 1979. – № 4. – С. 439 – 442.
3. **Доценко, О. И.** Механохимические процессы в водных растворах альбумина [Текст] / О. И. Доценко, Д. В. Пронько // Пробл. екології та охорони природи техноген. регіону. – 2008. – Вип. 8. – С. 281 – 290.
4. **Загребельный, С. Н.** Количественные методы определения белка [Текст]: обзорная информация ВНИИ СЭНТИ / С. Н. Загребельный, В. И. Пупкова. – М.: Медицина, 1986. – 64 с.
5. **Карягина, И. Ю.** Экспресс-метод количественного определения белка в моче [Текст] / И. Ю. Карягина, В. В. Слепышева, А. В. Козлов // Клин. лаб. диагностика. – 1996. – № 6. – С. 27 – 28.
6. **Северин, С. Е.** Практикум по биохимии [Текст]: учеб. пособие / под ред. С. Е. Северина, Г.А. Соловьевой. – М.: Изд-во. МГУ, 1989. – 509 с.
7. **Селиванов, Е. В.** Красители в биологии и медицине [Текст]: справочник / Е. В. Селиванов. – Барнаул: Азбука, 2003. – 40 с.

8. Структурообразование в белковых системах [Текст] /З. Д. Туловская, В. Н. Измайлова, И. Г. Алексеева, Л. И. Жигалова // Вестн. МГУ. – 1973. – № 5 – С. 580 – 585.
9. **Троицкий, Г. В.** Конформационные переходы сывороточного альбумина [Текст] / Г. В. Троицкий, Г. Ю. Ажицкий // Биохимия. – 1971. – Т. 36, № 5. – С. 915 – 919.
10. **Хадарцев, А. А.** Новые медицинские технологии на основе взаимодействия физических полей и излучений с биологическими объектами [Текст] / А. А. Хадарцев // Вестн. новых мед. технологий. – 1999. – № 1. – С. 7–15.
11. **Чернявский, Е. А.** Модификация белков плазмы крови под действием ультразвуковой кавитации [Текст] / Е. А. Чернявский, И. Э. Адзериho, В. М. Шкуматов // 9-я науч. шк.-конф. по орган. химии: тез. докл. – М., 2006. – С. 399.
12. **Чмиленко, Ф. А.** Ультразвук в аналитической химии. Теория и практика [Текст]: [монография] / Ф. А. Чмиленко, А. Н. Бакланов. – Д.: Изд-во Днепропетр. ун-та, 2001. – 264 с.
13. **Чмиленко, Ф. А.** Химический анализ крови [Текст] / Ф. А. Чмиленко, О. В. Саевич // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Хімія». – 2012. – Т.20, № 3/1. – С. 47 – 57.
14. **Шишкин, С. С.** Использование связывания красителей для количественного определения содержания белка в растворах (обзор) [Текст] / С. С. Шишкин // Вопр. мед. химии. – 1982. – Т. 28, № 5. – С. 134 – 141.
15. **Gustafsson, J. E. S.** Automated serum albumin determination of plasma albumin by the bromocresol green dye-binding method [Text] / J. E. S. Gustafsson // Clin. Chem. – 1978. – Vol. 24. – P. 369 –373.

*Надійшла до редколегії 28.05.2015*

УДК 629.764

**В. В. Капцова, В. В. Авдєєв**

*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

## **КОНТУР КОРЕКЦІЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ КУТОВОГО ПОЛОЖЕННЯ СУПУТНИКА**

Із застосуванням методу аналітичного конструювання регуляторів встановлені залежності коефіцієнтів закону регулювання, точності і запасу стійкості від коефіцієнтів критерію, який характеризує якість перехідного процесу стабілізації кутового положення супутника.

*Ключові слова:* супутник, обертальний рух, стабілізація.

С применением метода аналитического конструирования регуляторов установлены зависимости коэффициентов закона регулирования, точности и запаса устойчивости от коэффициентов критерия, который характеризует качество переходного процесса стабилизации углового положения спутника.

*Ключевые слова:* спутник, вращательное движение, стабилизация.

By using the method for an analytical regulator construction the dependences of a control law coefficients, accuracy and stability factor on coefficients in criteria of a transient process quality during stabilization of a space vehicle angle position are established.

*Key words:* space vehicle, rotatory motion, stabilization.

**Вступ.** Дослідження процесів керування орієнтацією супутника фахівці проводять починаючи з 60-х років минулого сторіччя. У зв'язку з ускладненням задач і появою нових технологій вони тривають і в теперішній час. Це обумовлено тим, що ці процеси мають суттєві відмінності у порівнянні з літаками, ракетами та об'єктами на Землі. Перш за все це необхідність економії енергетичних ресур-

сів, відсутність достатнього демпфірувального впливу зовнішнього середовища і наявність специфічних для космосу збурювальних факторів: магнітне поле Землі, світловий тиск, аеродинамічний та гравітаційний обертальні моменти [2 – 5].

Описано методи визначення фактичного кутового положення з використанням таких орієнтирів, як лінія горизонту Землі, її магнітне поле, Сонце, інші небесні світила, а також сигналів навігаційних космічних апаратів. Визначено джерела збурювальних кутових прискорень та проведено їхню оцінку залежно від параметрів супутника і орбіти. Розроблено методи оптимальної фільтрації сигналів датчиків з метою відновити координати вектора стану, необхідних для керування орієнтацією. Проведено аналіз динамічних характеристик процесів орієнтації і стабілізації з використанням різних видів виконавчих пристроїв, описано способи забезпечення асимптотичної стійкості і компенсації зовнішніх та параметричних збурень. Проведено дослідження нелінійної системи стабілізації заданого режиму обертального руху мікросупутника в орбітальній системі координат з використанням магнітного поля Землі. Шляхом моделювання визначено кількісні характеристики точності та швидкодії. Коефіцієнти закону регулювання вибрано з урахуванням умови бажаної швидкості переходу до заданого режиму руху.

Для визначення закону регулювання в системах стабілізації (СС) кінематичних параметрів об'єктів, описуваних лінійними диференціальними рівняннями, переважно застосовують перетворення Лапласа, передатні функції, частотні характеристики, кореневі годографи і критерії якості перехідних процесів. До основних показників СС прийнято відносити коефіцієнти помилок у разі дії збурювальних факторів, запас стійкості та якість перехідних процесів, яку кількісно оцінюють інтегральним критерієм. Під час проектування СС для забезпечення заданих показників нерідко виникає необхідність прийняття компромісних рішень, зокрема, у процесі визначення параметрів контуру корекції – закону регулювання.

**Постановка задачі.** В даній роботі поставлена задача встановлення зв'язку між коефіцієнтами критерію якості перехідного процесу компенсації збурення кутового положення супутника і коефіцієнтом похибки, запасом стійкості та тривалістю перехідного процесу, що не набуло належного висвітлення в доступних джерелах. Наявність такого зв'язку уможливить прийняття більш обґрунтованих рішень у процесі призначення показників СС.

**Методи і способи дослідження.** Для вирішення поставленої задачі використовували аналітичні і числові методи дослідження. На першому етапі аналогічно роботі [3] модель обертального руху супутника в одній із площин (об'єкт управління) залишимо їх у вигляді

$$\dot{x} + a \cdot x = u = -k \cdot \gamma \cdot x, \quad (1)$$

де координати вектора  $x$  – це кут повороту  $\phi$  та кутова швидкість  $\dot{\phi}$ ;  $u$  – кутове прискорення, що створюються виконавчим пристроєм;  $k$  – діагональна матриця підсилення каналів;

$$a = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad k = \begin{bmatrix} k_1 & 0 \\ 0 & k_2 \end{bmatrix},$$

$\gamma$  – матриця коефіцієнтів квадратичної форми ( $\gamma_{ik} = \gamma_{ki}$ ).

У методі аналітичного конструювання регуляторів [1], започаткованому ще в роботах А. М. Лєтова [3], критерій для мінімізації стосовно моделі (1) такий:

$$I = \int_0^{\infty} (\beta_{11} \cdot \phi^2 + \beta_{22} \cdot \dot{\phi}^2 + u^2) \cdot dt, \quad (2)$$

де  $\beta_{11}, \beta_{22}$  – задані додатні числа.

У загальному випадку  $n$  – вимірного об'єкта управління кількість рівнянь для розрахунку елементів матриці  $\gamma$  дорівнює  $n \cdot (n+1)/2$ ; записуються у вигляді

$$\sum_{p=1}^n (\gamma_{ip} \cdot a_{pk} + \gamma_{pk} \cdot a_{pi}) + \sum_{p=1}^n m_p \cdot \gamma_{pi} \cdot \sum_{p=1}^n m_p \cdot \gamma_{pk} = \beta_{ik}, \quad i, k = 1 \dots n. \quad (3)$$

**Результати і їх обговорення.** На підставі рівнянь (1, 3) з урахуванням симетрії матриці  $\gamma$  і того, що виконавчий пристрій створює обертальне прискорення, яке безпосередньо діє тільки на другу координату вектора стану (тобто в діагональній матриці підсилення каналів елемент  $k_1 = 0$ , а елемент  $k_2 = 1$ ), отримуємо зв'язок коефіцієнтів критерію (2) з елементами матриці  $\gamma$ :

$$\gamma_{12}^2 = \beta_{11}, \quad \gamma_{22} \cdot \gamma_{12} = \gamma_{11}, \quad \gamma_{22}^2 - 2\gamma_{12} = \beta_{22}. \quad (4)$$

Із співвідношень (4) визначаємо матрицю коефіцієнтів квадратичної форми залежно від коефіцієнтів критерію (2):

$$\gamma = \begin{bmatrix} \sqrt{\beta_{11}} \cdot \sqrt{\beta_{22} + 2\sqrt{\beta_{11}}} & \sqrt{\beta_{11}} \\ \sqrt{\beta_{11}} & \sqrt{\beta_{22} + 2\sqrt{\beta_{11}}} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Відповідно до (1) оптимальне керування, яке забезпечує мінімум критерію (2), з урахуванням (5) можна виразити через коефіцієнти  $\beta_{11}, \beta_{22}$  цього критерію:

$$u = -k \cdot \gamma \cdot x = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} k_1 & 0 \\ 0 & k_2 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \gamma_{11} & \gamma_{12} \\ \gamma_{21} & \gamma_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \gamma_{11}x_1 + \gamma_{12}x_2 \\ \gamma_{21}x_1 + \gamma_{22}x_2 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Беручи до уваги (6) з врахуванням збурювального прискорення  $m(t)$ , що діє на супутник, рівняння СС плоского обертального руху запишемо у вигляді

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 - x_2 &= 0, \\ \dot{x}_2 + \gamma_{22}x_2 + \gamma_{12}x_1 &= m(t). \end{aligned} \quad (7)$$

Визначимо залежність коефіцієнта похибки СС  $c_0$  від коефіцієнтів  $\beta_{11}, \beta_{22}$  критерію (2). Для цього скористаємося теоремою операційного числення про кінцеве значення оригіналу – кута повороту супутника:

$$\Delta\phi = \lim_{t \rightarrow \infty} x_1(t) = \lim_{s \rightarrow 0} (s \cdot X_1(s)) = \lim_{s \rightarrow 0} \left( s \cdot \frac{m_0}{s} \cdot \frac{1}{s^2 + \gamma_{22}s + \gamma_{12}} \right) = \frac{m_0}{\gamma_{12}}. \quad (8)$$

У виразі (8) прийнято позначення:  $\Delta\phi$  – статична похибка – кут повороту після закінчення перехідного процесу;  $s$  – змінна комплексного типу;  $X_1(s)$  – зображення кута повороту за Лапласом;  $m_0$  – постійне збурювальне прискорення. Коефіцієнт похибки

$$c_0 = \frac{\Delta\phi}{m_0} = \frac{1}{\gamma_{12}} = \frac{1}{\sqrt{\beta_{11}}}. \quad (9)$$

Розглянемо приклад: на супутник масою 12 кг і моментом інерції відносно відповідної осі  $J = 0.0356 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$  діє збурювальний обертальний момент  $M_d = 6 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$ . Виходячи з (9), визначимо коефіцієнт  $\beta_{11}$  критерію (2) для забезпечення похибки кутового положення супутника  $\Delta\phi = 0.5''$  у разі дії обертального моменту  $M_d$ :

$$\beta_{11} = \left( \frac{m_0}{\Delta\phi} \right)^2 = \left( \frac{M_d}{J \cdot \Delta\phi} \right)^2 = \left( \frac{6 \cdot 10^{-6} \cdot 3600 \cdot 180}{0.0356 \cdot 0.5 \cdot \pi} \right)^2 = 4834 \text{ с}^{-4}.$$

Для цього прикладу коефіцієнт похибки СС  $c_0 = 0.0144 \text{ c}^2$ ,  $\gamma_{12} = 69.5 \text{ c}^{-2}$ .

Як відомо, під запасом стійкості  $\eta$  на площині коренів характеристичного полінома маємо на увазі відстань від уявної осі цієї площини до найближчого кореня. Якщо пріоритетним показником СС є коефіцієнт похибки  $c_0$ , то коефіцієнт  $\beta_{11}$  критерію (2) призначають виходячи з (9), а забезпечення заданого значення  $\eta$  досягається відповідним вибором коефіцієнта  $\beta_{22}$  критерію (2). Найбільшою величиною  $\eta$  буде для випадку дійсного кореня кратності двом характеристичного полінома [6], який входить у знаменник виразу (8). При цьому дискримінант  $D$  рівняння  $s^2 + \gamma_{22}s + \gamma_{12} = 0$  набуває нульове значення:

$$D = \gamma_{22}^2 - 4\gamma_{12} = 0 = \beta_{22} - 2\sqrt{\beta_{11}}. \quad (10)$$

У разі виконання рівності (10) запас стійкості  $\eta$  набуває максимального значення, яке залежить від взятого за пріоритетний показника СС – коефіцієнта похибки  $c_0$ :

$$\eta_m = \frac{\gamma_{22}}{2} = \frac{1}{2}\sqrt{\beta_{22} + 2\sqrt{\beta_{11}}} = \beta_{11}^{0,25} = \frac{1}{\sqrt{\tilde{\eta}_0}}. \quad (11)$$

Для наведеного вище прикладу  $\eta_m = 8,34 \text{ c}^{-1}$ .

Розв'язок рівнянь (7), коли збурювальне обертальне прискорення постійне ( $m(t) = m_0 \cdot 1(t)$ ) і початкові значення нульові, має вигляд

$$x_1(t) = \phi(t) = m_0 \cdot c_0 \cdot [1 - e^{-\eta_m \cdot t} (\eta_m \cdot t + 1)]. \quad (12)$$

Якщо за тривалість перехідного процесу  $T_p$  взяти досягнення куту повороту  $x_1(t)$  95% усталеного значення, то із трансцендентного рівняння (12) ітераційним шляхом отримаємо оцінку

$$T_p = \frac{4,743}{\eta_m} = 4,743 \cdot \sqrt{c_0}, \quad (13)$$

в наведеному прикладі  $T_p = 0,57 \text{ c}$ .

Для встановлення залежності запасу стійкості  $\eta$  від коефіцієнта  $\beta_{22}$  критерію (2) введемо безрозмірне відношення

$$\nu = \beta_{22} / (2 \cdot \sqrt{\beta_{11}}) = c_0 \cdot \beta_{22} / 2. \quad (14)$$

Тоді після нескладних перетворень отримаємо:

$$\eta = \begin{cases} \eta_m \cdot \sqrt{(1+\nu)/2} = \sqrt{(1+\nu)/(2c_0)}, & \nu \leq 1, \\ \eta_m \cdot (\sqrt{1+\nu} - \sqrt{\nu-1}) / \sqrt{2} = (\sqrt{1+\nu} - \sqrt{\nu-1}) \cdot \sqrt{1/(2c_0)}, & \nu \geq 1. \end{cases} \quad (15)$$

Як впливає з (15), за зростання коефіцієнта  $\nu$  (14) від нуля до одиниці запас стійкості змінюється пропорційно від значення  $\eta_m / \sqrt{2}$  до найбільшої величини  $\eta_m$ , а у разі подальшого зростання  $\nu$  від одиниці до нескінченності запас стійкості змінюється обернено пропорційно  $\nu$  від  $\eta_m$  до нуля (Рис. 1).

Найбільш поширеною оцінкою тривалості перехідного процесу є  $T_p = 3 / \eta$  [6], але розрахунки показують, що похибка цієї оцінки може бути у межах  $\pm 60\%$ , якщо за величину  $T_p$  взяти тривалість досягнення поточним значенням кута повороту 95% усталеного значення.

**Висновки.** 1. Методом аналітичного конструювання регуляторів встановлено залежність коефіцієнтів закону регулювання (5, 6) – контуру корекції від коефіцієнтів критерію (2), який характеризує якість перехідного процесу стабілізації кутового положення супутника.

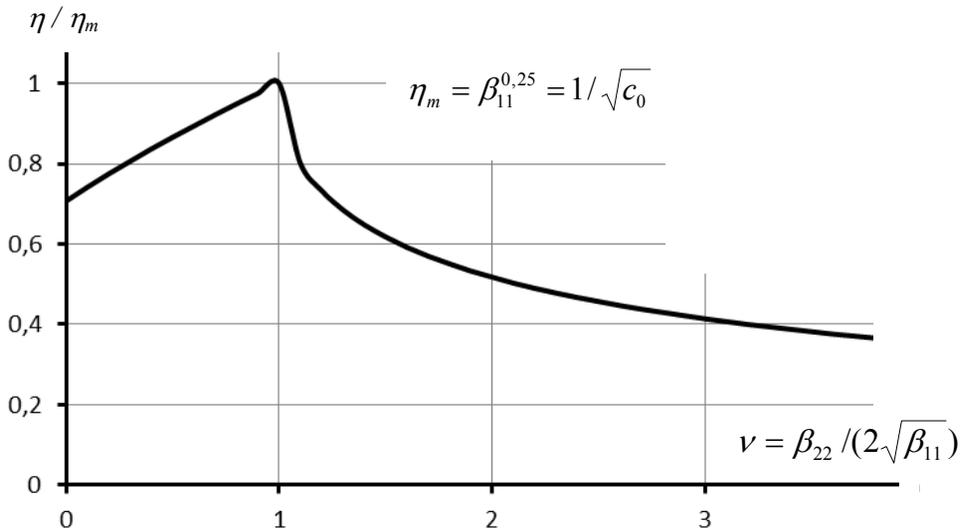


Рис. 1. Відносний запас стійкості СС залежно від коефіцієнтів критерію (2)

2. Визначено вплив коефіцієнта  $\beta_{11}$  на точність СС під час постійного збурювального прискорення (9).

3. Встановлено залежність запасу стійкості СС на площині коренів характеристичного полінома і відповідно тривалості перехідного процесу (11, 13, 15, Рис. 1) від коефіцієнтів критерію (2), мінімум якого забезпечується відповідним вибором закону регулювання.

Результати можуть бути використані для прийняття обґрунтованих рішень у разі визначення пріоритетних показників СС.

### Бібліографічні посилання

1. Красовский, А. А. Аналитическое конструирование контуров управления летательными аппаратами [Текст] / А. А. Красовский. – М.: Машиностроение, 1969. – 240 с.
2. Лебедев, Д. В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов [Текст] / Д. В. Лебедев, А. И. Ткаченко. – Київ, Наук. думка, 2006. – 300 с.
3. Летов, А. М. Аналитическое конструирование регуляторов [Текст] / А. М. Летов. – М., 1960. – 441 с.
4. Павловський, М. А. Системи керування обертальним рухом космічних апаратів [Текст]: підруч. / М. А. Павловський, В. П. Горбулін, О. М. Клименко. – К: Наук. думка, 1997. – 200 с.
5. Пятак, И. А. Проектирование систем ориентации и стабилизации космических аппаратов [Текст]: уч. пособ. / И. А. Пятак. – Д.: РВВ ДНУ, 2005. – 60 с.
6. Раушенбах, Б. В. Управление ориентацией космических аппаратов [Текст] / Б. В. Раушенбах, Е. Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.
7. Справочник по теории автоматического управления [Текст] / Под ред. А. А. Красовского. – М.: Наука, 1987. – 712 с.

Надійшла до редколегії 28.05.2015

С. Ю. Кириченко, Г. И. Сокол

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара***МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ ВЕТРОДВИГАТЕЛЕЙ И ПУЛЬСИРУЮЩИХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Рассмотрены физические основы генерирования акустических полей при работе ветроэнергетических установок и пульсирующих воздушно-реактивных двигателей. Получены аналитические выражения, позволяющие проанализировать характеристики полей. Разработаны методики расчета для определения частот, звуковых давлений и характеристик направленности, представлен аналитический анализ связи характеристик внутрикамерного процесса и акустического поля двигательных установок.

*Ключевые слова:* акустическое поле, звуковое давление, направленность, двигательные установки.

Розглянуто фізичні основи генерування акустичних полів, що виникають під час роботи вітроенергетичних установок та пульсуючих повітряно-реактивних двигунів. Отримано аналітичні вирази, які дозволяють проаналізувати характеристики полів. Розроблено методики розрахунку для визначення частот, звукових тисків і характеристик спрямованості, подано аналітичний аналіз зв'язку характеристик процесу, що відбуваються у камері, і акустичного поля силових установок.

*Ключові слова:* акустичне поле, звуковий тиск, спрямованість, двигунні установки.

**The physical basis for generating acoustic fields while working windmills and Pulsejet. The analytical expressions, allowing to analyze the characteristics of acoustic fields are received. The methodic of calculation for definition of frequencies, of sound pressures and of characteristics of direction are work out, the analytical analysis of the communication of the process in the performance- propulsion chamber and acoustic field are work out.**

*Key words:* acoustic field, sound pressure, orientation, engine installation.

**Введение.** Необходимость использования возобновляемых источников энергии (ВИЭ) в экономике развитых стран обусловлена не только ограниченными запасами полезных ископаемых, но и требованиями уменьшения выбросов в атмосферу парниковых газов [1; 2]. Потребление ВИЭ не сопровождается эмиссией CO<sub>2</sub>, что позволит глобально понизить масштабы выбросов этого газа. Таким образом, использование ВИЭ в качестве первичных энергоисточников не приносит дополнительного энерговнесения в тепловой баланс планеты. Однако при разработке ветроэнергетических установок (ВЭУ) должна решаться проблема обеспечения низких уровней интенсивности шумов и защиты окружающей среды от шумового загрязнения.

Для разработки мероприятий, направленных на снижение уровня звукового давления (УЗД) в шумах до требуемого по санитарным нормам Украины [7], необходимо провести анализ шумов от ВЭУ. В первую очередь надо определиться с источниками акустического излучения, разработать теоретические основы процесса генерирования, осуществить разработку расчетных моделей характеристик акустических полей. В таком ракурсе актуальность проблемы снижения шумов от ВЭУ не вызывает сомнений, так как необходимо исключить вредное влияние шумов на людей на прилегающих территориях и в жилых постройках, а также живых обитателей природы. Особенно важно решить проблему снижения УЗД шумов на инфразвуковых частотах [8].

В работе [6] показано, что уровень инфразвука от работающего ветроагрегата мощностью 250 кВт не превышает уровень общего шума для производственных помещений и составляет менее 80 дБ на расстоянии 400 м от ВЭУ.

Актуальность решения задачи о снижении шумов ВЭУ определяется тем, что за рубежом принят допустимый уровень шумов от ВЭУ величиной 45дБ на расстоянии 100 – 400 м от ВЭУ, а мощности вновь разрабатываемых ВЭУ и их акустического излучения возрастают.

Актуальной проблемой современного двигателестроения в авиационной и ракетной техниках является исследование шума. Как и при работе ВЭУ, шум пульсирующих двигателей характеризуется величиной звукового давления и частотным диапазоном отдельных гармоник. При анализе шума необходимо выяснить взаимосвязь характеристик процессов горения, смешения, истечения, конструктивных параметров двигателей и шума в окружающей среде.

Результаты экспериментальных и теоретических исследований шумов двигателей довольно широко представлены в работах [1; 2], но только для отдельных задач. В разработке [4] представлены расчеты уровня шума горения топлива в двигателе. Он определяется скоростью истечения горючего, турбулентностью поступающей воздушной струи, размерами камеры сгорания, массой горючего материала. Уравнение энергии процесса горения в камере сгорания не приведено, нет анализа зависимости звукового давления от характеристик внутрикамерного процесса. Для расчета уровня шума при горении топлива в камере сгорания газотурбинного двигателя [2] применен эмпирический коэффициент, равный 48 или 64 в зависимости от типа двигателя. Связь уровня шума со скоростью потока, соотношением расходов воздуха и топлива указана косвенным путем. Особенностью исследования [1] является учет шума от ударных волн в общем шуме струи турбореактивных двигателей. В основе методик расчета акустической мощности реактивной струи, применяемых на практике для оценки шума самолетов, лежат также эмпирические зависимости [2].

В монографиях и учебной литературе по динамике жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) приводятся данные о нестационарных режимах работы двигательных установок (ДУ) в некоторые промежутки времени и изменяющемся во времени характере тяги [7; 8]. Но связь характеристик тяги и акустического поля не исследована. Актуальность решения проблемы о механизме возникновения шумов при работе ДУ состоит в том, что в настоящее время мощности двигателей значительно возросли. Необходимость исследования спектрального состава шумов, особенно вклада низкочастотных составляющих, обусловлена вредным физическим и психологическим действием на людей, здания и сооружения.

Целью настоящей работы является моделирование звуковых полей пульсирующих двигателей и разработка методик, позволяющих рассчитать характеристики инфразвуковых акустических полей, которые генерируются ротором ветроэлектрической установки.

**Методики расчета инфразвуковых характеристик акустического поля ветроколеса. Акустическое поле, генерируемое в результате вращательного движения лопастей ветроколеса в воздушной среде.** При периодическом воздействии на среду вращающихся лопастей в ней генерируется звуковое поле [6; 9]. Для описания звукового поля генератора в виде ротора применим теорию Л.Я. Гутина, описывающую звуковое поле воздушного винта. На каждый элемент колеса действуют две силы: аэродинамическая сила и сопротивление вращательному движению. Из основного закона механики следует, что этот элемент, в свою очередь, воздействует на среду с равными по величине и противоположно направленными силами. Точки приложения этих сил будем считать сосредоточенными в одной плоскости, так как осевое протяжение лопасти ничтожно мало в сравнении с длинами волн первых гармоник; назовем ее плоскостью вращения (например, протяженность лопасти ВЭУ – 250 С составляет 12 м, а длина волны первой гармоники на частоте 2, 4 Гц равна 141,6 м).

Рассмотрим элемент лопасти, расстояние до которого от оси ветроколеса равно  $R$ ; пусть  $dR$  – его радиальная длина и  $a$  – ширина, измеренная в проекции на плоскость вращения.

Силы, с которыми элемент воздействует на среду, обозначим  $A(R)dR$  (параллельна оси и направлена обратно направлению оси ветроагрегата, ось колеса ветроагрегата считаем совпадающей с осью ротора, ее положительное направление от головки ветроагрегата в пространство) и  $B(R)$ ,  $dR$  направлена обратно вращательному движению ротора ветроагрегата

$$n \int_0^{R_0} A(R) dR = n \int_0^{R_0} dP = P; \quad n \int_0^{R_0} B(R) dR = n \int_0^{R_0} dM = M,$$

где  $n$  – число лопастей;  $R_0$  – длина лопасти;  $P$  – аэродинамическая сила, приводящая лопасть в движение;  $M$  – момент во вращательном движении лопасти.

Допустим, что силы равномерно распределены по ширине лопасти.

Если прохождение лопасти началось в момент времени  $t = 0$ , то оно будет закончено во время  $t$ . Периодически повторяющиеся с периодом  $T$  силы разложим в ряд Фурье

$$F_1(t) = \begin{cases} A(R) \frac{R}{a} dR d\theta & \dots \quad (0 < t < \tau) \\ 0 & \dots \quad (\tau < t < T) \end{cases} = \sum_1^{\infty} A_m \cos(mnat - \varepsilon_m) + A_0;$$

$$F_2(t) = \begin{cases} B(R) \frac{R}{a} dR d\theta & \dots \quad (0 < t < \tau) \\ 0 & \dots \quad (\tau < t < T) \end{cases} = \sum_1^{\infty} B_m \cos(mnat - \mu_m) + B_0.$$

Здесь  $\theta$  – угол;  $d\theta$  – элементарный угол в плоскости вращения;  $\varepsilon_m, \mu$  – фазы;  $A_m, B_m$  – амплитуды гармоник;  $m$  – номер гармоники. При этом

$$A_m = \frac{2}{m\pi} A(R) \cdot \frac{R}{a} \sin\left(m\pi \frac{\tau}{T}\right) dR d\theta; \quad B_m = \frac{2}{m\pi} B(R) \cdot \frac{R}{a} \sin\left(m\pi \frac{\tau}{T}\right) dR d\theta.$$

Нас интересуют первые гармоники, имеющие частоту инфразвука. Для первых гармоник имеем

$$A_m = \frac{n}{\pi} A(R) dR d\theta; \quad B_m = \frac{n}{\pi} B(R) dR d\theta.$$

Потенциал скоростей обусловлен сосредоточенной силой с компонентами  $X, Y, Z$ . С учетом того, что точка наблюдения лежит в плоскости  $X, Y$  на расстоянии  $r$ ,

$$\phi = \frac{-i}{4\pi\rho kc} X \left( \frac{1}{2r} + \frac{ik}{r} \right) \cdot \frac{e^{-ikr}}{r} x \Big|,$$

где  $\rho$  – плотность среды;  $k$  – волновое число;  $x$  – координата.

Выражение для звукового давления в дальнем акустическом поле имеет вид

$$p = \frac{m\omega_1}{2\pi c r} \left[ -P \cos \vartheta + \frac{nc}{\omega_1 R_0^2} M \right] J_{mn}(kR \sin \vartheta), \quad (1)$$

здесь  $\vartheta$  – угол характеристики направленности;  $x/r = \cos \vartheta$  – направление косинуса радиуса-вектора;  $\omega_m$  – круговая частота каждой из гармоник;  $r$  велико в сравнении с длиной волны и диаметром лопасти;  $\omega_1$  – круговая частота основного тона.

Получены и построены кривые характеристик направленности первых инфразвуковых гармоник шума, излучаемого ветроколесом. Для проведения расчетов составлены алгоритм и программа на языке MAPLE. В расчет заложены

следующие исходные данные: число оборотов ветроколеса – 46,7; скорость звука в воздушной среде – 340 м/с; сила аэродинамического сопротивления  $P$  – 50000 н; величина движущего момента – 7000 н·м; число лопастей – 3; длина каждой лопасти – 10 м; Расстояние вдоль лопасти до точки приложения аэродинамической силы равно 7,5 м; плотность воздушной среды – 1,23 кг / см<sup>3</sup>. Из данных расчетов видно, что уровень звукового давления на расстоянии 300м от ветроагрегата ВЭУ – 250С составляет менее 80 дБ. Эта цифра отвечает санитарным нормам.

Излучаемая акустическая мощность определяется из выражения

$$W = - \int_0^{\pi} \frac{P^2}{2\rho c} 2\pi r^2 \sin \vartheta d\vartheta. \quad (2)$$

Из расчета по (2) следует, что на акустическое излучение тратится 0,01 % от общей мощности ВЭУ.

**Постановка задачи. Моделирование акустических полей пульсирующих воздушно-реактивных двигателей.** Главной составной частью ДУ является камера сгорания, в которую подаются компоненты топлива. Источником распадаемой энергии ДУ является химическое превращение компонентов топлива в продукты сгорания, истечение которых происходит через сопло. В результате возникает сила тяги. Возмущения в среде от среза сопла двигателя, вызванные действием силы тяги  $P(t)$ , распространяются в области атмосферы, ранее находящиеся в покое. Выражение для силы тяги  $P(t)$  записано в зависимости от времени, так как рассматривается случай нестационарного режима работы ДУ.

Из третьего закона Ньютона следует, что двигатель, в свою очередь, действует на среду с равной по величине и противоположно направленной силой. Для решения задачи о формировании звукового поля ДУ применим методику, созданную Л.Я. Гутиным для расчета характеристик звукового поля воздушного винта [3]. В своей работе Гутин предложил генерирование в воздушной среде звукового поля объяснить действием на среду некоторой силы, обусловленной взаимодействием тела в виде вращающейся лопасти винта и средой. При этом ученый применил представление Лэмба о том, что в случае формирования звукового поля сосредоточенная сила эквивалентна акустическому диполю. В случае ДУ силу, действующую на среду при истечении продуктов сгорания, обозначим  $R(t)$ .

Поместим начало координат в плоскости среза сопла и направим ось  $x$  вдоль оси ДУ летательного аппарата.

Граничные условия задачи:

$$\text{при } x=0 \text{ на окружающую воздушную среду действует сила } R(t). \quad (3)$$

В начальный момент времени давление в среде равно атмосферному  $p_H$ , а колебательный процесс отсутствует.

Начальные условия для определения характеристик звукового поля через звуковое давление  $p$  и колебательную скорость  $V_k$  запишем в виде

$$\begin{aligned} p_0(0, x) &= p_H, \\ V_k &= 0, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $p$  – звуковое давление в среде;  $p_H$  – атмосферное давление;  $V_k$  – колебательная скорость звукового процесса.

**Математическая модель.** Получим выражение для силы  $R(t)$  в определенный «застывший» момент времени. Точку приложения силы мысленно сосредоточим в одной плоскости – плоскости среза сопла. Пусть  $A(R)RdRd\Theta$  – элементарная сила, приложенная к элементу среды  $RdRd\Theta$  на срезе сопла. Здесь обозначено:  $R$  – расстояние от оси сопла до элемента;  $dR$  – радиальная длина выбранного элемента;

$d\theta$  – его ширина;  $R_0$  – радиус сопла на срезе. Сила  $A(R)RdRd\theta$  параллельна оси и обратна направлению тяги. Тогда

$$\int_0^{R_0} A(R) R dR \int_0^{2\pi} d\theta = \iint_s dp = P = \frac{G_2 W_c}{g}, \quad (5)$$

где  $G_2$  и  $W_c$  – расход и скорость истечения продуктов сгорания на срезе сопла соответственно;  $g$  – ускорение свободного падения.

Рассмотрим отрезок времени, когда сила тяги имеет нестационарный характер и ее можно описать непрерывной функцией. Эта функция может носить периодический характер или ее можно разбить на некоторые участки, которые имеют периодичность. Характеристику силы тяги, периодически изменяющуюся во времени, имеет пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД). Поэтому дальнейшее решение задачи о генерировании звукового поля двигателями будем связывать с звуковым полем ПуВРД, работающим на месте.

Если периодическая функция с периодом  $T$  в интервале  $t, t + T$  имеет конечное число максимумов и минимумов, а в точках разрывов удовлетворяет условию Дирихле

$$f(t) = \frac{f(t-0) + f(t+0)}{2},$$

то она может быть представлена в виде ряда Фурье, который записывают в форме

$$f(t) = \frac{A_0}{2} + \sum_{m=1}^{\infty} A_m \cos\left(\frac{2m\pi t}{T} - \alpha_m\right),$$

где  $m$  – номер гармоники;  $A_0, A_m$  – коэффициенты ряда;  $\alpha_m$  – фаза;  $T$  – период;  $t$  – время.

В случае отсутствия явной периодичности для анализа процесса следует применить интеграл Фурье.

Рассмотрим цикл работы ПуВРД. Источником располагаемой энергии ПуВРД является химическое превращение компонентов топлива в продукты сгорания, истечение которых из камеры сгорания через сопло вызывает силу тяги.

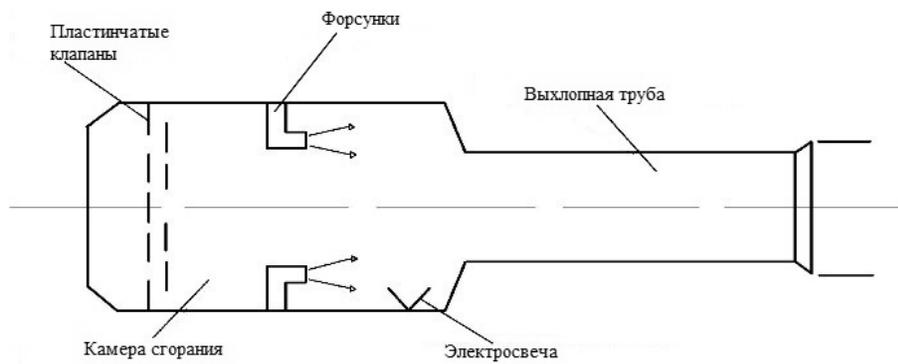
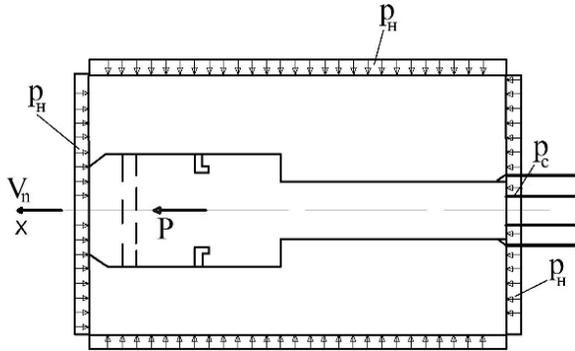


Рис. 1. Конструктивная схема ПуВРД

В отличие от прямоточных воздушно-реактивных двигателей воздух поступает в камеру сгорания ПуВРД циклически. Периодическое поступление воздуха в камеру сгорания ПуВРД осуществляется при помощи специальных запорных клапанов (Рис. 1). После впрыска горючего смесь поджигается. Температура и давление сгорающих продуктов повышаются, клапаны на входе закрываются и происходит истечение высокотемпературных газов из двигателя. Это приводит к

пониженню давления в камере сгорания, клапаны открываются вновь. Поступает новая порция воздуха, и весь цикл повторяется вновь.



**Рис. 2. Схема сил:**

$P$  – сила тяги;  $V_n$  – направление скорости полета;  
 $p_c$  – давление истекающих продуктов сгорания на срезе сопла;  
 $p_H$  – давление в окружающей среде

Запишем основные выражения, характеризующие работу ПуВРД, на основе известных аналитических выражений из двигателестроения [5]. Для определения силы, с которой ПуВРД воздействует на среду при своей работе, применим распространенный метод, основанный на теореме импульсов. С этой целью окружим головку двигателя контрольной поверхностью и изобразим внешние силы, действующие на выделенный контур жидкости. Формально задача сводится к определению силы, которая действует на тело внутри жидкости, ограниченной контрольной поверхностью. В нашем случае телом является двигатель, а силой, действующей на него, – тяга  $P$ , жидкостью – воздух. Запишем алгебраическую сумму проекций всех внешних сил на ось в  $i$ -й момент времени (Рис. 2)

$$P_x = P + F_c(p_c - p_H), \quad (6)$$

где  $P_x$  – равнодействующая всех сил в проекции на ось  $x$ ;  $F_c$  – площадь среза сопла;  $p_c$  – давление истекающих продуктов сгорания на срезе сопла.

Эта сумма сил должна быть приравнена изменению количества движения в пределах контура, то есть количеству движения, выносимому вытекающей струей из контрольной поверхности в тот же момент времени.

В результате имеем для  $i$ -го момента времени

$$P = \frac{G_2}{g} W_c - \frac{G_2}{g} V_n + F_c(p_c - p_H), \quad (7)$$

где  $G_2$  – секундный расход воздуха, втекающего в двигатель;  $V_n$  – скорость полета.

Количество газов, истекающих из сопла двигателя, меняется во времени, поэтому в нашем случае  $G_2$  и  $W_c$  являются функциями времени. При работе двигателя на месте  $V_n=0$ , поэтому член с  $V_n$  в уравнении (7) далее может не учитываться. Считаем, что сопло работает в расчетном режиме  $p_c = p_H$ . Тогда уравнение (7) перепишем в виде

$$P(t) = \frac{G_2(t)}{g} W_c(t). \quad (8)$$

Если опорожнение камеры сгорания двигателя происходит в надкритическом режиме, то формулу запишем в виде

$$p_0 \leq p_k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (9)$$

Расход газов определим из выражения согласно [3]

$$G_2(t) = \mu_k F_{kp} p_k(t) \sqrt{\frac{k}{R_k T_k(t)} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \quad (10)$$

где  $p_k(t)$  – переменное давление в камере сгорания двигателя;  $k$  – показатель адиабаты;  $\mu_k$  – коэффициент расхода;  $R_k$  – газовая постоянная;  $T_k(t)$  – переменная температура газов в камере сгорания;  $F_{kp}$  – площадь критического сечения сопла.

При докритическом режиме опорожнения

$$p_0 \geq p_k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (11)$$

Расход газов определим из выражения

$$G_2(t) = \mu_k F_{kp} p_k(t) \cdot \sqrt{\frac{2}{R_k T_k(t)} \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[\left(\frac{p}{p_k(t)}\right)^{\frac{2}{k}} \cdot \left(\frac{p}{p_2(t)}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]}.$$

Аналитическое выражение для силы, с которой струя, истекающая из сопла ПуВРД, воздействует на среду на основе (8), имеет вид

$$|R(t)| = \left| \frac{G_2(t)}{g} \cdot W_c(t) \right|. \quad (12)$$

Указанные важные характеристики определяются из решения уравнения динамики камеры сгорания ПуВРД. Это уравнение для работы двигателя на месте аналогично уравнению динамики камеры сгорания жидкостных ракетных двигателей [5] и его записывают в виде

$$\frac{dp_k}{dt} = \frac{k-1}{V_k} (i_1 G_1 - i_2 G_2 + \frac{dQ}{dt}), \quad (13)$$

где  $V_k$  – объем камеры сгорания;  $Q$  – количество подводимого тепла к газу извне;  $i_1$  – энтальпия компонентов, поступающих в камеру сгорания;  $i_2$  – энтальпия газов, вытекающих из камеры сгорания;  $G_1$  – расход компонентов топлива, поступающих в камеру сгорания.

Из (13) видно, что давление в камере сгорания зависит от вида топлива, коэффициента соотношения компонентов, их расхода и объема камеры сгорания. Этими характеристиками определяется воздействие ДУ на окружающую среду силой  $R(t)$ .

Максимальное значение температуры газов в камере сгорания обусловлено парой компонентов топлива, выбранных для работы двигателя, и коэффициентом соотношения компонентов [там же].

Скорость истечения продуктов сгорания определяют из известного соотношения

$$W_c(t) = \lambda_{kp}(T_c) a_{kp}(T_{kp}), \quad (14)$$

где  $T_c$  – температура продуктов сгорания на срезе сопла;  $T_{kp}$  – температура газов в критическом сечении сопла;  $a_{kp}$  – скорость звука в критическом сечении;  $\lambda_{kp}$  – газодинамическая функция.

Обе функции зависят от давления газов в камере, а значит, в нашем случае также зависят от времени.

Вернемся к постановке основной задачи. Так как функция давления в камере ПуВРД периодическая, то и  $G_2(t)$  и  $W_c(t)$  являются функциями периодическими, а значит, и сила  $R(t)$  – периодическая. Эту силу мы можем разложить в ряд Фурье

$$|R(t)| = \begin{cases} R(t) & 0 \leq t \leq \tau \\ 0 & \tau \leq t \leq T \end{cases} = \sum_{m=1}^{\infty} A_m \cos\left(\frac{2m\pi t}{T} - \alpha_m\right) + \frac{A_0}{2}, \quad (15)$$

где  $\tau$  – время, в течение которого происходит выброс продуктов сгорания в атмосферу;  $A_0/2$  – начальная амплитуда процесса;  $A_m$  – амплитуда отдельных гармоник;  $\alpha_m$  – фаза процесса;  $m$  – номер гармоники;  $m = 1, 2, \dots, 6$ ;  $\omega_m$  – круговая частота.

Значение силы  $R(t)$  в промежутке  $\tau \leq t \leq \tau$  известно из (12). Действие на среду происходит только в промежутке времени  $\tau$  и обусловлено повышением давления в камере сгорания вследствие сгорания компонентов топлива.

Определим коэффициенты ряда Фурье

$$\begin{aligned} A_m &= \frac{2\tau}{T} R(t), \\ A_0 &= \frac{\tau}{T} R(t). \end{aligned} \quad (16)$$

Выражение для силы, вызывающей волновой процесс в атмосфере на основе представлений Лэмба, имеет вид [3]

$$X = -\frac{2\tau}{T} R(t) e^{-ikt} e^{-ikm}, \quad (17)$$

где  $k$  – волновое число;  $c$  – скорость звука в окружающей воздушной среде;  $m$  – номер гармоники.

Потенциал скоростей, обусловленный сосредоточенной силой с компонентами  $X, Y, Z$ , записывают как [там же]

$$\phi = \frac{i}{4\pi\rho kc} \left( X \frac{\partial}{\partial x} + Y \frac{\partial}{\partial y} + Z \frac{\partial}{\partial z} \right) \frac{e^{-ikr}}{r}, \quad (18)$$

где  $r$  – расстояние от источника звука до некоторой точки в звуковом поле;  $\rho$  – плотность воздушной среды;  $x, y, z$  – координаты.

Для нашего случая одной силы, действующей на окружающую среду вдоль оси ДУ, совпадающей с координатой  $ox$ , выражение для потенциала имеет вид

$$\phi = \frac{i}{4\pi\rho kc} X \left( \frac{\partial}{\partial x} \right) \frac{e^{-ikr}}{r}. \quad (19)$$

После преобразования

$$\phi = \frac{i}{4\pi\rho kc} X \left( \frac{1}{r^2} + \frac{ik}{r} \right) \frac{e^{-ikr}}{r}.$$

Запишем выражение для звукового давления  $p$

$$p = \rho \frac{dj}{dt} = \frac{\omega_m \tau}{2\pi c T} R(t) \cos \theta \left( \frac{1}{z} \cos z + \sin z \right), \quad (20)$$

где  $\theta$  – угол характеристики направленности;

$$z = kr.$$

В (20) записана только действительная часть звукового давления, так как нас интересует полезная часть излучаемой мощности. Акустическую мощность определяем на основе выражения из [3]

$$W = \int_0^n \frac{p^2}{2\rho c} 2\pi r^2 \sin \theta d\theta, \quad (21)$$

где  $n$  – число импульсов двигателя за выделенный промежуток времени.

**Анализ полученных результатов.** Вид периодической функции звукового давления в атмосфере при действии на среду вытекающих струй из высокоскоростных продуктов сгорания ПуВРД с частотой 1,5 Гц был получен экспериментально в [4]. Там же выполнено разложение периодической функции  $p_k(t)$  в ряд Фурье и определены её гармонические составляющие. Вид пери-

одической функции звукового давления в атмосфере  $p(t)$  при действии на неё вытекающих струй из высокоскоростных продуктов сгорания ПуВРД был также получен экспериментально [там же].

Характеристика направленности первой гармоники в спектре шума ДУ представлена на Рис. 3. За единицу принято значение звукового давления, равное 2,4 Па или 100 дБ. Значение измеренного звукового давления шумомером составило  $p = 170$  Па, частота основного тона – 20 Гц,  $\tau = 10$  мс,  $\tau / T = 0,2$ .

**Обсуждение результатов.** Из Рис. 3 видно, что изменение звукового давления акустического поля пульсирующих двигательных установок имеет ярко выраженную характеристику направленности. Это обусловлено тем, что выражение для потенциала, описывающее акустическое поле, записано с учетом представлений Лэмба, где учтено действие на окружающую среду сосредоточенной силы.

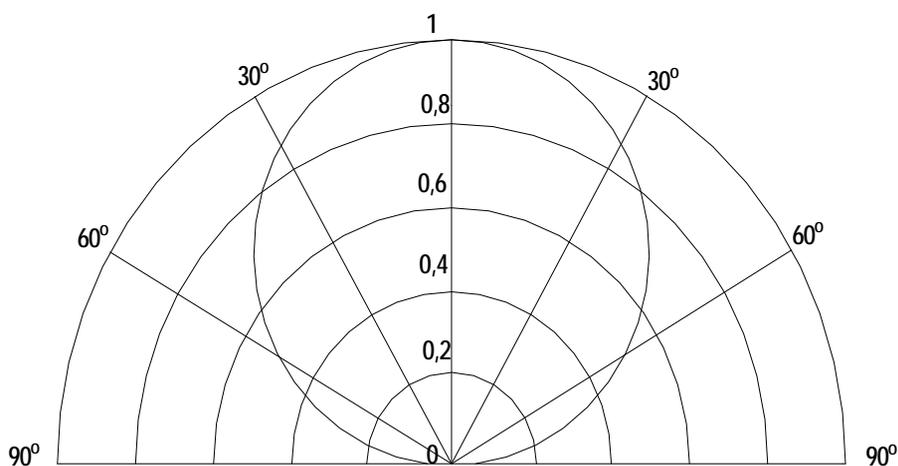


Рис. 3. Характеристика направленности первой гармоники в спектре шума ДУ

**Мероприятия по снижению уровня шумов инфразвукового диапазона.** В условиях эксплуатации уменьшение УЗД в источнике шума достигается заменой шумного, устаревшего оборудования, а при проектировании – выбором оборудования с лучшими шумовыми характеристиками, правильным расчетом режима его работы:

- правильная ориентация источника шума, при необходимости изменение направленности. ВЭУ следует устанавливать так, чтобы излучение шума было направлено в сторону, противоположную жилым застройкам и общественным зданиям;
- размещение ВЭУ на необходимо удаленном расстоянии от жилой застройки;
- снижение скорости ротора в ночное время.

**Выводы.** Выяснено, что характер общего шума ВЭУ определяется излучением звука отдельных ее узлов. Проанализирована методика расчета УЗД в дальнем поле воздушного винта на проведение расчетов характеристик акустического поля ветроколеса. Проведены расчеты УЗД первых инфразвуковых гармоник (2,4 Гц; 4,8 Гц; 9,16 Гц; 18, 32 Гц) и построены их характеристики направленности.

Обоснована структура акустических полей в воздушной среде при работе двигательных установок. Конкретным примером явилось исследование акустического поля пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, работающего на месте. Предлагаемая методика расчета шума ДУ позволяет провести расчет звукового давления в окружающей среде, определить амплитудный и частотный со-

став отдельных гармонических составляющих, построить их характеристику на направленности.

На основе изложенной теории можно сделать вывод, что шум ДУ зависит от пары компонентов топлива, их расхода, коэффициентов соотношения компонентов, качества рабочего процесса в камере сгорания и ее конструктивных данных, скорости истечения продуктов сгорания на срезе сопла. Амплитуда составляющих спектра существенно зависит от пары компонентов топлива, на которых работает двигательная установка.

Разработан перечень мероприятий по снижению уровней инфразвуковых шумов, генерируемых при работе ВЭУ.

### Библиографические ссылки

1. **Безручко, К. В.** Автономные наземные энергетические установки на возобновляемых источниках энергии [Текст]: учеб. пособие / К. В. Безручко, С. В. Губин; Нац. аэрокосм. ун-т «Харьков. авиац. ин-т». – Х. : ХАИ, 2007. – 310 с.
2. **Борисов, М. А.** Відновлювальна енергетика ХХІ століття [Текст]: зб. пр. / М. А. Борисов // Матеріали 10-ї ювілей. міжнар. науково – практ. конф. 14 –18 верес. 2009 р. – Україна. – Крим, 2009. – 300 с.
3. **Гутин, Л. Я.** Избранные труды [Текст] / Л. Я. Гутин. – Л.: Судостроение, 1977. – 537 с.
4. **Косько, И. К.** О шуме пульсирующего воздушно-реактивного двигателя [Текст] / И. К. Косько, Г. И. Сокол; Днепропетр. гос. ун-т. – Деп. ВИНТИ, 1980. – 16 с.
5. **Махин, Л. В.** Динамика жидкостных ракетных двигателей [Текст] / В. А. Махин, В. Ф. Присняков, Н. П. Белик; под ред. В. А. Махина. – М.: Машиностроение, 1969. – 833 с.
6. **Ребров, Л. В.** Отчет о результатах информационных исследований по теме: экологическое обследование АВЭ-250 С [Текст]: науч.-техн. отчет / Л. В. Ребров; СВНЦ Акад. наук Украины. – Х., 1993. – 96 с.
7. Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку ДСН 3.3 6. 037 – 99 [Текст] / Головне санітарно епідеміологічне управління. – К.: М-во охорони здоров'я України, 1999. – 79 с.
8. **Сокол, Г. И.** Особенности акустических процессов в инфразвуковом диапазоне частот [Текст]: науч. монография / Г. И. Сокол. – Д.: Промінь, 2000. – 136 с.
9. **Сокол, Г. И.** Инфразвук – экологически вредный фактор в ветроэнергетике [Текст]: сб. тр. / Г. И. Сокол // Междунар. акуст. симп. «Консонанс – 2005» К., 27 – 29 сент., 2005. – К., 2005. – С. 283 – 290.

*Надійшла до редколегії 08.10.2015*

УДК 621.315.592.3

**В. З. Куцова, О. А. Носко, А. М. Сулай**

*Національна металургійна академія України, м. Дніпропетровськ*

## **СТРУКТУРА, МЕХАНІЧНІ ТА ЕЛЕКТРОФІЗИЧНІ ВЛАСТИВОСТІ МОНОКРИСТАЛІЧНОГО КРЕМНІЮ ПІД ДІЄЮ ПОСТІЙНОГО МАГНІТНОГО ПОЛЯ**

**Проаналізовано вплив слабого постійного магнітного поля на структуру та властивості кремнію: виявлено підвищення мікротвердості, деградацію електрофізичних властивостей і формування полікристалічної структури в зразках кремнію. Детально пояснено магнітостимульовані явища в досліджуваних зразках.**

*Ключові слова:* монокристалічний кремній, мікроструктура, мікротвердість, електрофізичні властивості, магнітостимульовані ефекти.

© В. З. Куцова, О. А. Носко, А. М. Сулай, 2015

**Проанализировано влияние слабого постоянного магнитного поля на структуру и свойства кремния: обнаружено увеличение микротвердости, деградацию электрофизических свойств и формирование поликристаллической структуры в образцах кремния. Детально объяснены магнитостимулированные явления в исследуемых образцах.**

*Ключевые слова:* монокристаллический кремний, микроструктура, микротвердость, электрофизические свойства, магнитостимулированные эффекты.

**Has been noted the influence of weak constant magnetic field on the structure, and properties of silicon, namely: significant increment of microhardness and considerable degradation of electrophysical properties, forming of polycrystalline structure in silicon specimens. Have been suggested the qualitative explanations of magneto-stimulated phenomena in studied specimens.**

*Key words:* monocrystalline silicon, silicon-germanium alloys, microstructure, microhardness, electrophysical properties, magneto-stimulated effects.

**Вступ.** У наш час напівпровідниковий кремній – один із найбільш затребуваних матеріалів. Завдяки комплексу властивостей, таких як оптимальна ширина забороненої зони, можливість глибокого легування, значний час життя неосновних носіїв зарядів, гарна технологічність і поширеність у природі (найпоширеніший елемент після кисню), його застосовують у різних важливих галузях техніки: у мікро – і наноелектроніці, екологічно чистій енергетиці і т.д. Понад 90 % усіх видів напівпровідникових пристроїв виготовляють на основі кремнію.

В умовах постійного зростання вимог до чистоти, структурної досконалості монокристалів кремнію та їх однорідності необхідно поглиблювати знання про його властивості, а також вивчати методи обробки для отримання потрібної структури.

У сучасній технічній літературі недостатньо інформації стосовно дослідження методів обробки напівпровідникового кремнію (за винятком легування та очищення останнього) [1], а також щодо його поліморфізму. Хоча доведено принципову можливість його термообробки [2]. Нещодавно було виявлено вплив постійного магнітного поля на структуру, механічні та електрофізичні властивості кремнію [3].

Дослідження методів обробки вирощених кристалів кремнію шляхом нагрівання, магнітних полів або інших впливів у перспективі можуть допомогти керувати їх структурою і властивостями на будь-якому етапі виробництва, оскільки в даний час усі властивості напівпровідникового кремнію обумовлені лише режимами його вирощування. Також дослідження нових методів обробки кремнію може відкрити перспективи застосування на практиці інших його потрібних властивостей, таких як високі твердість, модуль пружності, міцність на стискання і хімічна стійкість.

**Постановка завдання.** Мета нашого дослідження – обробка слабким постійним магнітним полем напівпровідникового кремнію для встановлення його впливу на механічні та електрофізичні властивості останнього. Важливість дослідження полягає у можливості керування структурою і властивостями напівпровідникового кремнію за допомогою зміни щільності дефектів, часу життя неосновних носіїв заряду і питомого електроопору.

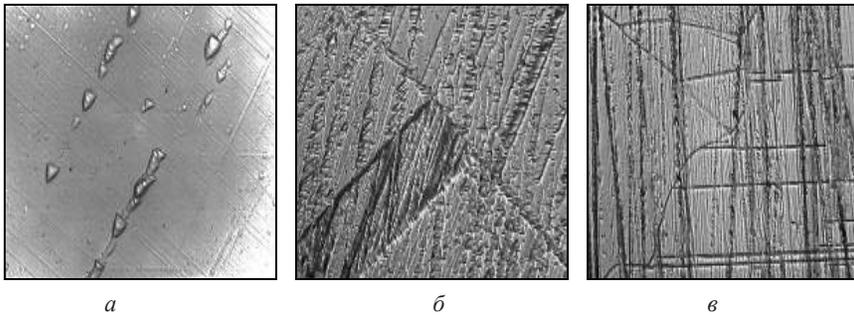
**Матеріали та методи дослідження.** У роботі проаналізовано вплив слабого постійного магнітного поля (індукція 0,07 Тл) на структуру, механічні та електрофізичні властивості легованого кремнію.

Як вихідні матеріали обрано зразки монокристалічного напівпровідникового кремнію, вирощеного за методом Чохральського (Cz-Si), нелеговані й леговані Hf, Zr, Mg, Al у кількості від  $2 \cdot 10^{-4}$  до  $8,7 \cdot 10^{-2}$  % ат.

Кремній обробляли в постійному магнітному полі з індукцією 0,07 Тл. Експозиція зразків складала 240 та 720 год. Для виявлення загальної структури кремнію і сплавів кремній-германій зразки травили в розчині  $\text{HF}:\text{H}_2\text{O}:\text{CrO}_3$  у співвідношенні 3:3:1 протягом – 30-60 хв із подальшою промивкою в проточній воді.

Мікроструктуру вивчали за допомогою оптичного мікроскопа «Neophot-21». Мікротвердість вимірювали на приладі ПМТ-3 за навантаження 20 г. Кількість вимірювань – від 25 до 60. Питомий електроопір вимірювали 4-зондовим методом із похибкою 2,5%. Вимірювання часу життя неосновних носіїв струму проводили за згасанням фотоструму, що виникав у зразках під час освітлення GaAs-світлодіодом за допомогою приладу SEMILAB WT1000B. Клас точності приладу –  $\pm 0,1\%$ .

**Результати та їх обговорення.** Нижче подано мікроструктуру зразків Cz-Si у вихідному стані та після 240 і 720 год експонування в постійному магнітному полі з індукцією 70 мТл (Рис. 1).

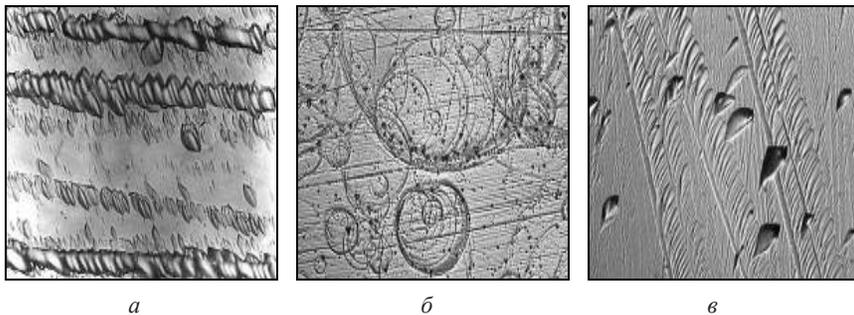


**Рис. 1.** Мікроструктура зразків Cz-Si (*a* –  $\times 500$ ; *б*, *в* –  $\times 400$ ):

*a* – вихідний стан; *б* – після 240 год експонування; *в* – після 720 год експонування

Вихідна мікроструктура кремнію дуже однорідна, із низькою щільністю дислокацій (Рис. 1, *a*). Експонування зразків монокристалічного кремнію в постійному магнітному полі протягом 240 год призвело до значного підвищення кількості дефектів внутрішньої будови, насамперед – щільності дислокацій та формування великої кількості двійників (Рис. 1, *б*). Однак найцікавішим результатом обробки монокристалічного кремнію постійним магнітним полем є формування полікристалічної структури, що підтверджується наявністю великої кількості міжзерених меж. Той факт, що дислокаційні стінки, перетинаючи межі зерен, несуттєво змінюють свій напрямок (або зовсім не змінюють) свідчить про те, що це межі спеціального типу. Подальше експонування в постійному магнітному полі практично не вплинуло на мікроструктуру зразків, хоча розміри зерен дещо зменшилися (Рис. 1, *в*).

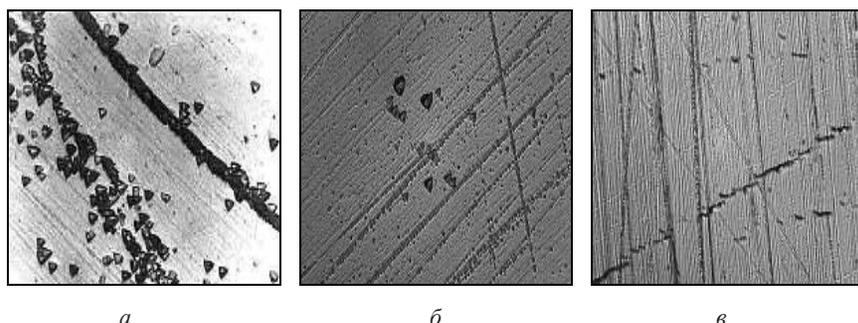
Вихідна мікроструктура зразків Cz-Si, легованих алюмінієм (Рис. 2, *a*), має значну щільність дислокацій у вигляді ямок травлення. Після 240 год експозиції в магнітному полі в мікроструктурі зразків (Рис. 2, *б*) виявлено велику кількість свірд-дефектів, а кількість дислокацій дещо зменшилася. У результаті травлення зразків Cz-Si, легованих алюмінієм, після 720 год експонування в магнітному полі виявлено невелику кількість дислокацій (Рис. 2, *в*) у вигляді ямок травлення.



**Рис. 2.** Мікроструктура зразків Cz-Si, легованих Al (*a* –  $\times 500$ ; *б*, *в* –  $\times 400$ ):

*a* – вихідний стан; *б* – після 240 год експонування; *в* – після 720 год експонування

У мікроструктурі зразків Cz-Si, легованих Zr (Рис. 3), у вихідному стані наявна досить велика щільність дислокацій у вигляді окремих ямок травлення або їх скупчень (Рис. 3, *a*).

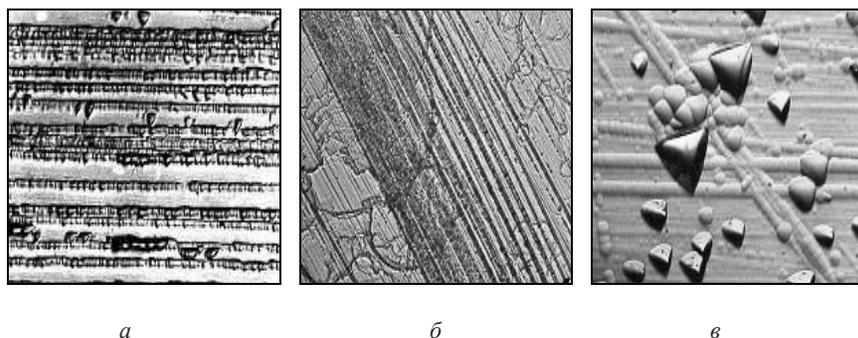


**Рис. 3. Мікроструктура зразків Cz-Si легованих Zr (*a-v* –  $\times 500$ ):**

*a* – вихідний стан; *b* – після 240 год експонування; *v* – після 720 год експонування

Після обробки зразків постійним магнітним полем протягом 240 год у мікроструктурі зменшилася кількість дислокацій (Рис. 3, *b*). Металографічний аналіз зразків, експонованих протягом 720 год не виявив навіть окремих ямок травлення (Рис. 3, *v*); мікроструктура менш дефектна порівняно зі зразками, експонованими протягом 240 год.

Нижче наведено мікроструктуру зразків Cz-Si, легованих гафнієм (Рис. 4). Для мікроструктури зразків у вихідному стані характерна досить висока щільність дислокацій із їх закономірним розташуванням уздовж певних кристалографічних площин (Рис. 4, *a*).



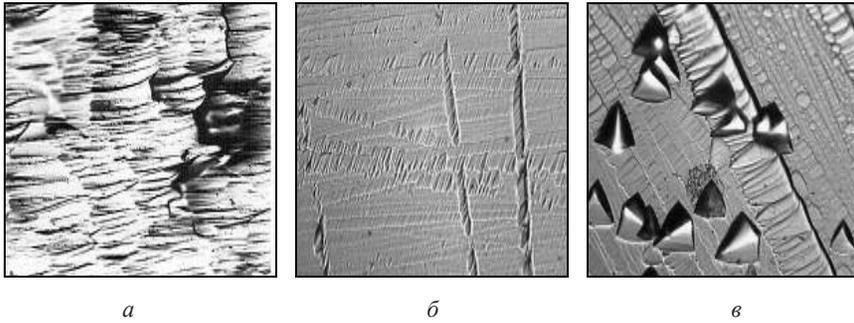
**Рис. 4. Мікроструктура зразків Cz-Si, легованих Hf (*a-v* –  $\times 500$ ; *b, v* –  $\times 400$ ):**

*a* – вихідний стан; *b* – після 240 год експонування; *v* – після 720 год експонування

За допомогою травлення зразків після витримки в магнітному полі протягом 240 год виявлено значну кількість свірл-дефектів, зменшення щільності дислокацій (Рис. 4, *b*).

Значні зміни можна спостерігати у мікроструктурі зразків, експонованих у магнітному полі на протягом 720 год, а саме: свірл-дефекти та ланцюжки дислокацій, у зразках із 240-годинною експозицією не виявлено, натомість зафіксовано велику кількість окремих дислокацій у вигляді ямок травлення (Рис. 4, *v*). У цілому щільність дефектів стала менша порівняно зі зразками 240-годинної експозиції.

У структурі зразків Cz-Si(Mg), витриманих у магнітному полі протягом 240 год (Рис. 5, *b*), особливих змін порівняно з вихідним станом (Рис. 5, *a*) не виявлено.



**Рис. 5. Мікроструктура зразків Cz-Si, легованих Mg (а –  $\times 1000$ ; б, в –  $\times 400$ ): а – вихідний стан; б – після 240 год експонування; в – після 720 год експонування**

Після 720-годинної експозиції в структурі зафіксовано значну кількість окремих дислокацій у вигляді ямок травлення (Рис. 5, в).

Теоретично магнітне поле може викликати спін-залежний розпад хімічних зв'язків у структурних нанокластерах [4], формування вакансійно-кисневих комплексів ( $V-O, Si_xV_yO_z$ ), тобто А-дефектів, які в результаті можуть стати зародками двовимірних дефектів, таких як дислокації [3; 5].

Можна припустити, що формування полікристалічної структури зразків нелегованого кремнію під впливом постійного магнітного поля обумовлене зміною хвильових функцій валентних електронів (у результаті ларморовської прецесії та пов'язаного з нею ефекту Зеємана) і зміною щільності електронних станів у просторі, тобто напрямків, у яких реалізується ковалентний зв'язок. Перебудова напрямків ковалентного зв'язку, у свою чергу, приводить до зміни типу кристалічних ґрат, тобто відбувається фазове перетворення.

Імовірною причиною формування великої кількості двійників у структурі є утворення в певних обсягах зразка невстановленої фази кремнію за зсувним механізмом [6]. Той факт, що в нелегованому кремнії низькотемпературне зсувне перетворення  $Si_{ГЦК} \leftrightarrow Si_{РОМБ}$  відбувається за температури, вищої  $350^\circ C$  (табл. 1), свідчить про те, що в даному випадку воно обумовлене виключно впливом магнітного поля.

Таблиця 1

**Температури фазових перетворень легованого кремнію та відповідні значення коефіцієнта термічного розширення**

Cz-Si/легуючий елемент	Температура/коефіцієнт термічного розширення $^\circ C/\alpha \times 10^{-6} \times ^\circ C^{-1}$		
	I $Si_{ГЦК} \leftrightarrow Si_{РОМБ}$	II $Si_{РОМБ} \leftrightarrow Si_{ОЦК III}$	III $Si_{ОЦК III} \leftrightarrow Si_{ГПУ}$
Cz-Si	350/4,3	700/4,4	900/5,3
Cz-Si+Al	450/5.0	750/4,5	900/6.0
Cz-Si+Zr	500/4.5	-	850/4.7
Cz-Si+Hf	380/4.5	-	850/4.7

Після 720 год експозиції суттєвих змін у структурі зразків не виявлено, при цьому виміри показали збільшення мікротвердості та питомого електроопору порівняно зі зразками, експонованими протягом 240 год. Це вказує на подальше проходження фазового перетворення та стабілізацію структури під впливом магнітного поля. Ознак фазових перетворень у структурі зразків, легованих Al, Zr, Hf та Mg під впливом магнітного поля, не виявлено, однак щільність дефектів кристалічної будови значно зростає.

Усі наведені вище легуючі елементи підвищують критичні температури  $Si_{ГЦК} \leftrightarrow Si_{РОМБ}$  і  $Si_{РОМБ} \leftrightarrow Si_{ОЦК III}$  фазових перетворень у кремнії (табл. 1) і, можливо,

збільшують термодинамічну стабільність фаз до впливу магнітного поля (магнітне поле, так само як і підвищення температури, вносить додаткову енергію в систему). Також імовірно, що легуючі елементи стабілізують високотемпературну  $Si_{\text{ОЦК III}}$  фазу, а отже, унеможливають низькотемпературні зсувно-дифузійні фазові перетворення та формування двійників у структурі.

Відомо, що алюміній суттєво зменшує енергію взаємодії атомів кремнію та полегшує реалізацію зсувного й зсувно-дифузійного фазових перетворень у кремнії, а гафній навпаки – значно підвищує її (Рис. 6), тобто гальмує фазові перетворення і стабілізує  $Si_{\text{ГЦК}}$  структуру кремнію. Проте, як встановлено в даній роботі, структурні зміни в зразках Cz-Si(Al) і Cz-Si(Hf) під дією постійного магнітного поля практично однакові (Рис. 2 і 4 відповідно). Це дозволяє припустити, що обробка в магнітному полі нівелює вплив легуючих елементів на енергію взаємодії атомів кремнію в кристалічних ґратах і гальмує фазові перетворення.

У зразках легованого кремнію, експонованих у магнітному полі протягом 240 год, підвищення щільності дефектів внутрішньої будови можна пояснити зміною хвильових функцій електронів. Локальна зміна хвильових функцій електронів та перебудова кристалічних ґрат спричинятиме розрив ковалентних зв'язків із сусідніми електронами, хвильові функції яких недостатньо змінилися для зміни орієнтації ковалентного зв'язку (щільності електронних станів у просторі). Такий локальний розрив зв'язку між атомами призведе до появи повної або часткової дислокації разом із дефектом упакування атомів.

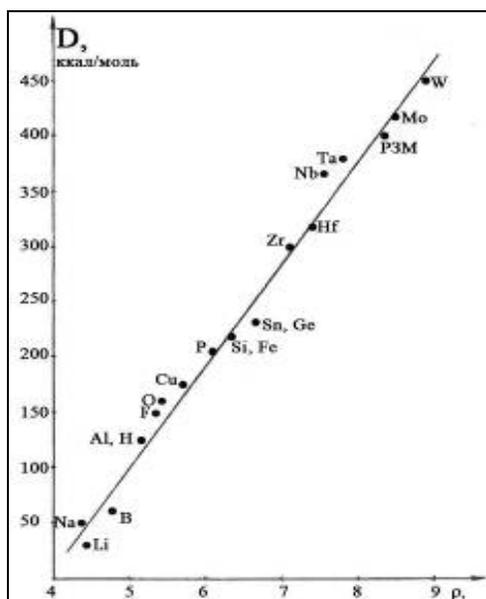


Рис. 6. Взаємозв'язок між енергією зв'язку ( $D$ , ккал/моль) та зарядовою щільністю ( $r_l$ ) для міжатомної відстані, що відповідає кристалічним ґратам кремнію в різних розчиненнях в ньому різних легуючих елементів [7]

Середні значення мікротвердості структурних складників досліджуваних зразків подано нижче (табл. 2).

Аналіз даних табл. 2 свідчить, що легуючі елементи, незважаючи на їх вплив на енергію зв'язку атомів кремнію, збільшують (у різному ступені) середні значення мікротвердості структурних складових досліджуваних зразків після витримки в постійному магнітному полі впродовж 240 год.

Такі результати зміни мікротвердості добре корелюють із результатами мікроструктурного дослідження, і, як було припущено вище, обробка в магнітному полі впродовж 240 год нівелює вплив легуючих елементів на енергію взаємо-

дії атомів кремнію, гальмує фазові перетворення та стабілізує високотемпературну фазу  $Si_{\text{ОДК III}}$ .

Іншу залежність зміни мікротвердості структурних складників досліджуваних зразків можна спостерігати після витримки в постійному магнітному полі впродовж 720 год. Середні значення мікротвердості як матриці, так і структурних дефектів підвищуються у зразках нелегованого кремнію та кремнію, легovanого магнієм і гафнієм. Зменшення ж середніх значень мікротвердості матриці та структурних складників спостерігалось на зразках кремнію, легovanого алюмінієм і цирконієм. Отже, вплив постійного магнітного поля впродовж 720 год не тільки нівелує вплив легуючих елементів на енергію взаємодії атомів кремнію, але й сприяє розв'язанню (полегшенню) зсувного та зсувно-дифузійного фазових перетворень у кремнії.

Також поступове зменшення щільності дефектів і мікротвердості в структурі зразків Si-Al, Si-Zr після 720-годинної експозиції в магнітному полі можна пов'язати зі стабілізацією структури під час довготривалої витримки в магнітному полі і зменшенням тепловмісту (ентальпії) системи шляхом анігіляції певної кількості структурних дефектів. Такі зміни зафіксовано в зразках під час їх відпалу у печі.

Таблиця 2

## Середні значення мікротвердості структурних складників досліджуваних зразків

Зразок	Тривалість витримки / значення мікротвердості, МПа							
	Вихідний стан		240 год			720 год		
	матриця	дислокації	матриця	дислокації	двійники/ свірл-дефекти	матриця	дислокації	двійники
Cz-Si	6500	5600	9710	9550	12020/-	9880	11555	10600
Cz-Si(Al)	6400	5500	11220	12670	-/10020	8780	11760	-
Cz-Si(Mg)	7150	6250	8940	11000	-/-	9420	11810	-
Cz-Si(Zr)	7250	7500	10000	12570	-/-	8680	10475	-
Cz-Si(Hf)	7750	7400	9030	12460	-/11030	10420	12710	-

У виробництві напівпровідникових приладів важливою характеристикою вихідного кремнію є час життя неосновних носіїв заряду ( $t_{\text{ннз}}$ ). Добре відомо [8], що електрофізичні властивості, а саме час життя неосновних носіїв заряду є структурно-чутлива характеристика.

Нижче наведено значення електрофізичних параметрів зразків нелегованого та легovanого кремнію до й після обробки магнітним полем із індукцією 70 мТл (табл. 3).

Аналіз даних табл. 3 свідчить про зниження електрофізичних параметрів усіх досліджуваних зразків, але слід наголосити, що його характер неоднозначний для всіх зразків. Зниження електрофізичних властивостей досліджуваних зразків після витримки в постійному магнітному полі знаходиться в кореляційній залежності зі зміною мікроструктури досліджуваних зразків. Так, утворення полікристалічної структури нелегованого кремнію після його витримки в постійному магнітному полі впродовж як 240, так і 720 год пояснює різке зниження питомого електроопору та часу життя неосновних носіїв заряду на три порядки.

Аналогічну залежність, але з менш різким зниженням електрофізичних параметрів зафіксовано у зразках Cz-Si(Al) та Cz-Si(Mg), легovanаних елементами, які знижують енергію взаємозв'язку атомів кремнію на один порядок. Витримка в постійному магнітному полі зразків кремнію, легovanаних елементами, що підвищують енергію взаємозв'язку атомів кремнію – Zr та Hf – призводить до зниження електрофізичних параметрів у 2,5 – 6 разів. Також зменшення часу життя но-

сіїв може бути пов'язане із вмістом кисню в приповерхневих шарах кремнію. Як показано в роботі [3], під час магнітної обробки кремнію у поверхневих шарах матеріалу суттєво підвищується вміст кисню, іонів лужних металів (K+, Na+), гідроксильних груп та інших радикалів, що пов'язано з активацією поверхні та підсиленням її адсорбційної здатності під впливом слабого магнітного поля. Кисень в основному (триплетному) стані та радикальні групи, адсорбовані на поверхні кремнію, можуть захоплювати носії струму [4] і суттєво зменшувати час їх існування у вільному вигляді.

Легування кремнію елементами, що мають більшу спорідненість до кисню, – Zr, Hf, Mg, Al – може зменшувати вплив останнього на час життя носіїв струму шляхом його зв'язування (у вказаній послідовності щодо зниження). Це – імовірна причина того, що зразки, леговані вищезазначеними елементами, за високої мікротвердості мають порівняно високі значення часу життя неосновних носіїв струму (виняток – Si(Al)).

Таблиця 3

**Електрофізичні властивості зразків легованого кремнію після експонування в постійному магнітному полі**

Зразок	Електрофізичні параметри	Вихідний стан	240 год експонування	720 год експонування
Cz-Si	$\rho$ , Ом*см	80-100	$(46-49) \cdot 10^{-5}$	$(836-925) \cdot 10^{-6}$
	$\tau$ , мкс	574	0,65	0,63
	Тип провідності	p	p	p
Cz-Si-Al	$\rho$ , Ом*см	200-210	55-65	60-65
	$\tau$ , мкс	12,1-12,5	0,40	0,32
	Тип провідності	p	p	p
Cz-Si-Hf	$\rho$ , Ом*см	180-192	12,8-14,3	13,5-14,0
	$\tau$ , мкс	148	23,08	28,11
	Тип провідності	p	p	p
Cz-Si-Mg	$\rho$ , Ом*см	170-190	44,8-46,2	43,7-50,0
	$\tau$ , мкс	134-138	16,32	14,55
	Тип провідності	p	p	p
Cz-Si-Zr	$\rho$ , Ом*см	308-324	13,0-23,5	22,5-25,6
	$\tau$ , мкс	228	93,3	69,57
	Тип провідності	n	n	n

**Висновки.** Оброблено зразки нелегованого та легованого кремнію, вирощеного за методом Чохральського, у постійному магнітному полі з індукцією 0,070 Тл.

Зазначено вплив слабого магнітного поля на структуру, механічні й електрофізичні властивості досліджуваних напівпровідникових матеріалів, а саме збільшення щільності дефектів внутрішньої будови, значне підвищення мікротвердості та деградація електрофізичних властивостей зразків.

У роботі наведено детальні пояснення магнітостимульованих явищ, які спостерігали в досліджуваних зразках, щодо спінової конверсії, зміни щільності електронних станів у просторі та впливу легуючих елементів на критичні точки фазових перетворень (першого роду) у кремнії.

Установлено, що використання магнітного поля дозволяє керувати властивостями напівпровідникового кремнію за рахунок розв'язання або гальмування зсувних та зсувно-фазових дифузійних перетворень.

**Бібліографічні посилання**

1. Случинская, И. А. Основы материаловедения и технологии полупроводников [Текст] / И. А. Случинская. – М.: Наука, 2002. – 403 с.

2. **Куцова, В. З.** Влияние легирования и термической обработки на структуру и свойства полупроводникового кремния [Текст] / В. З. Куцова, О. А. Носко, А. М. Сулай // Металлург. и горноруд. пром-сть. – 2014. – № 6. – С. 65 – 72.
3. **Макара, В. А.** Вплив магнітної обробки на мікротвердість та структуру приповерхневих шарів кристалів кремнію [Текст] / В. А. Макара, М. О. Васильєв, Л. П. Стебленко // Фізика і хімія твердого тіла. – 2009. – № 1. – С. 193–198.
4. **Зельдович, Я. Б.** Магнито-спиновые эффекты в химии и молекулярной физике [Текст] / Я. Б. Зельдович, А. Л. Бучаченко, Е. Л. Франкевич // УФН. – 1988. – № 1. – С. 3–45.
5. Эффекты магнитного воздействия на механические свойства и реальную структуру немагнитных кристаллов [Текст] / А. А. Урусовская, В. И. Альшиц, А. Е. Смирнов, Н. Н. Беккауэр // Кристаллография. – 2003. – № 1. – С. 855–872.
6. **Червоний, І. Ф.** Напівпровідниковий кремній [Текст] / І. Ф. Червоний, В. З. Куцова, О. А. Носко. – Запоріжжя: ЗДІА, 2009. – 446 с.
7. **Носко, О. А.** Особенности структуры, фазовые превращения легированного кремния и модифицированных заэвтектических силуминов и разработка способов повышения их свойств [Текст]: дис. ... канд. техн. наук / О. А. Носко. – Д., 2006. – 215 с.
8. **Рейви, К.** Дефекты и примеси в полупроводниковом кремнии [Текст] / К. Рейви. – М.: Мир, 1984. – 472 с.

*Надійшла до редколегії 31.05.2015*

УДК 629.78

**А. А. Манойленко**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

**Проведен анализ устойчивости углового движения малого космического аппарата, оснащенного электромагнитной системой угловой ориентации и стабилизации, имеющего приближенно равные моменты инерции. Предложен метод оценки устойчивости, учитывающий алгоритмы управления и характеристики магнитного поля Земли.**

*Ключевые слова:* космический аппарат, система ориентации, угловое движение, устойчивость.

**Проведено аналіз стійкості кутового руху малого космічного апарата, оснащеного електромагнітною системою кутової орієнтації та стабілізації, з приблизно однаковими моментами інерції. Запропоновано метод оцінки стійкості, який урахує алгоритми керування і характеристики магнітного поля Землі.**

*Ключові слова:* космічний апарат, система орієнтації, кутовий рух, стійкість.

**The stability of the angular motion of the small spacecraft equipped with an electronically controlled angular orientation and stabilization, having approximately equal moments of inertia. A method for estimating the stability, taking into account the characteristics of the control algorithms and the Earth's magnetic field.**

*Key words:* spacecraft, attitude control system, angular motion, stability.

Анализ устойчивости движения объекта управления проводится по следующей классической схеме [3; 5; 8; 10]:

- составляют полную систему дифференциальных уравнений, которая описывает управляемое движение объекта;
- линеаризуют полученную систему уравнений;

– составляют и решают соответствующую систему характеристических алгебраических уравнений;

– анализируют полученные решения, и если вещественные части корней (вещественных или комплексных) будут отрицательными, то движение объекта управления считается устойчивым.

В качестве объекта управления рассмотрим малый космический аппарат (КА), оснащенный электромагнитной системой управления ориентацией и стабилизацией (СУОС), двигателем-маховиком, панелями солнечных батарей, характеризующийся приближенно равными моментами инерции:

$$J_{xx} = 1,44 \text{ кгс}\cdot\text{м}\cdot\text{с}^2, J_{yy} = 1,55 \text{ кгс}\cdot\text{м}\cdot\text{с}^2, J_{zz} = 1,27 \text{ кгс}\cdot\text{м}\cdot\text{с}^2.$$

Орбита КА круговая, солнечно-синхронная, ее характеризуют следующие параметры:

– наклонение  $\sim 98$  град,

– высота  $\sim 670$  км.

Диапазоны величин управляющих и возмущающих моментов, действующих на КА в полете, приведены в таблице.

### Моменты сил, действующих на КА

Наименование момента	Диапазон значений
Гравитационный момент, кгс·м	$M_x = \pm 4,8 \cdot 10^{-7}; M_y = \pm 3,0 \cdot 10^{-7}; M_z = \pm 1,8 \cdot 10^{-7}$
Момент от взаимодействия корпуса КА с МПЗ, кгс·м	$M_x = \pm 1,6 \cdot 10^{-6}; M_y = \pm 1,6 \cdot 10^{-6}; M_z = \pm 0,8 \cdot 10^{-6}$
Момент аэродинамических сил, кгс·м	$M_x = \pm 2,3 \cdot 10^{-7}; M_y = \pm 2,4 \cdot 10^{-7}; M_z = \pm 1,9 \cdot 10^{-8}$
Момент сил солнечной радиации, кгс·м	$M_x = \pm 5,1 \cdot 10^{-7}; M_y = \pm 5,2 \cdot 10^{-7}; M_z = \pm 3,5 \cdot 10^{-8}$
Управляющий момент, создаваемый подсистемой электромагнитов, кгс·м	$M_x = \pm 4,8 \cdot 10^{-5}; M_y = \pm 4,9 \cdot 10^{-5}; M_z = \pm 2,6 \cdot 10^{-5}$

Рассмотрим следующие известные подходы и методы для исследования устойчивости углового движения КА вокруг центра масс с использованием динамических уравнений Эйлера [1; 2; 4; 6; 9; 11; 12]:

$$\begin{aligned} \dot{I}_x \omega_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z &= M_x; \\ \dot{I}_y \omega_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\ \dot{I}_z \omega_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y &= M_z. \end{aligned} \quad (1)$$

#### 1. КА, ориентируемый и стабилизируемый собственным вращением

Пусть требуется выполнить ориентацию определенной связанной оси КА в заданном направлении (например, на Солнце или на Землю). Для этого выполняют вращение КА вокруг этой оси (например, с помощью двигателя-маховика) с угловой скоростью, необходимой для дальнейшей стабилизации этого направления в течение заданного промежутка времени. Если величины внешних моментов сил, действующих в направлениях, несовпадающих с осью вращения КА, малы, то не исключается вращение КА относительно других связанных осей. При этом направление кинетического момента КА в инерциальном пространстве будет сохраняться.

Выведем условия устойчивости углового движения КА для таких случаев:

а) Предположим, что вращение КА выполняется вокруг связанной оси  $OZ$  с угловой скоростью, значительно большей, чем угловые скорости вокруг связанных осей  $OX$  и  $OY$ . Пусть при этом управляющие моменты отсутствуют,

а возмущающие моменты, действующие на КА, достаточно малы, т.е. величины  $M_x \approx 0; M_y \approx 0; M_z \approx 0$ . Тогда, пренебрегая произведением  $\omega_x \omega_y$  в третьем уравнении системы (1), получим, что угловая скорость  $\omega_z = \text{const} = C$ .

Преобразовав первые два уравнения системы (1), получим дифференциальное уравнение 2-го порядка

$$I_x I_y \ddot{\omega}_x + (I_x - I_z)(I_y - I_z)C^2 \omega_x = 0 \quad (2)$$

и соответствующее характеристическое уравнение

$$I_x I_y p^2 + (I_x - I_z)(I_y - I_z)C^2 = 0, \quad (3)$$

имеющее чисто мнимые решения:

$$p = \pm i C \sqrt{\frac{(I_z - I_x)(I_z - I_y)}{I_x I_y}}. \quad (4)$$

Отсюда следует, что для обеспечения устойчивости КА необходимо выполнить такие условия:

$$I_z > I_x; \quad I_z > I_y \quad \text{или} \quad I_z < I_x; \quad I_z < I_y. \quad (5)$$

Для рассматриваемого КА выполняется вторая группа неравенств (5), а следовательно, КА устойчив в канале рыскания.

б) Если КА вращается вокруг связанной оси  $OY$ , то получаем характеристическое уравнение

$$I_x I_z p^2 + (I_x - I_y)(I_z - I_y)C^2 = 0, \quad (3a)$$

имеющее также чисто мнимые решения:

$$p = \pm i C \sqrt{\frac{(I_y - I_x)(I_y - I_z)}{I_x I_z}}. \quad (4a)$$

Отсюда следует, что для обеспечения устойчивости КА необходимо выполнить условия:

$$I_y > I_x; \quad I_y > I_z \quad \text{или} \quad I_y < I_x; \quad I_y < I_z. \quad (5a)$$

Для рассматриваемого КА выполняется первая группа неравенств (5a), а следовательно, КА устойчив в канале тангажа.

в) Если КА вращается вокруг связанной оси  $OX$ , то получаем характеристическое уравнение

$$I_y I_z p^2 + (I_y - I_x)(I_z - I_x)C^2 = 0, \quad (3b)$$

имеющее также чисто мнимые решения:

$$p = \pm i C \sqrt{\frac{(I_y - I_x)(I_z - I_x)}{I_y I_z}}. \quad (4b)$$

Отсюда следует, что для обеспечения устойчивости КА необходимо выполнить условия:

$$I_y > I_x; \quad I_z > I_x \quad \text{или} \quad I_y < I_x; \quad I_z < I_x. \quad (5b)$$

Для рассматриваемого КА ни одна из групп неравенств (5б) не выполняется, а следовательно, КА неустойчив в канале крена.

Из проведенного анализа следует, что *устойчивое неуправляемое* угловое движение рассматриваемого КА можно получить только вокруг главных центральных осей инерции с наименьшим или с наибольшим значением момента инерции.

Физической причиной, обуславливающей "угловой переворот" КА в случае неустойчивости, является наличие внешних возмущающих моментов и внутренних моментов, возникающих, например, вследствие деформации элементов конструкции КА или при несовпадении вектора кинетического момента с направлениями главных центральных осей инерции КА.

## 2. КА, ориентируемый и стабилизируемый в орбитальной системе координат

Рассмотрим случай ориентации КА в орбитальной системе координат (ОСК), когда направления осей связанной системы координат (ССК) близки к направлениям соответствующих осей ОСК и вращаются вместе с ними в процессе орбитального движения КА с угловой скоростью  $\omega_0$ .

Если применить углы Крылова  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  (крен, тангаж, рыскание) для задания положения осей ССК относительно осей ОСК и предположить малость этих углов, то получим следующую линеаризованную систему дифференциальных уравнений, описывающих динамику углового движения КА, ориентированного в ОСК:

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} + \frac{I_x - I_y + I_z}{I_x} \omega_0 \dot{\psi} - \frac{I_z - I_y}{I_x} \omega_0^2 \phi + \dot{\omega}_0 \psi &= \frac{M_x}{I_x}; \\ \ddot{\theta} + \dot{\omega}_0 &= \frac{M_y}{I_y}; \\ \ddot{\psi} + \frac{I_x - I_y + I_z}{I_z} \omega_0 \dot{\phi} + \frac{I_y - I_x}{I_z} \omega_0^2 \psi - \dot{\omega}_0 \phi &= \frac{M_z}{I_z}. \end{aligned} \quad (6)$$

Применение здесь углов Крылова обусловлено тем, что при незначительных угловых поворотах ССК относительно ОСК значения углов ориентации КА изменяются, не претерпевая разрывов (в отличие от углов Эйлера).

Поскольку  $\dot{\omega}_0 \approx const$ ,  $\omega_0 \approx 0$ , то соответствующими слагаемыми в системе уравнений (6) можно пренебречь.

Систему (6) получим из (1) подстановкой приближенных соотношений для угловых скоростей КА в ССК:

$$\begin{aligned} \omega_x &\approx \dot{\phi} + \omega_0 \psi; \\ \omega_y &\approx \dot{\theta} + \omega_0; \\ \omega_z &\approx \dot{\psi} - \omega_0 \phi. \end{aligned} \quad (7)$$

Если при этом подставить в (1) выражения для проекций вектора гравитационного момента на оси ССК:

$$\begin{aligned} M_x^{gp} &= 3\omega_0^2 (I_z - I_y) j; \\ M_y^{gp} &= 3\omega_0^2 (I_x - I_z) \theta; \\ M_z^{gp} &\approx 0, \end{aligned} \quad (8)$$

то получим следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\phi} - 4\omega_0^2(I_z - I_y)\phi + \omega_0(I_x - I_y + I_z)\dot{\psi} &= 0; \\ I_y \ddot{\theta} + 3\omega_0^2(I_y - I_z)\theta &= 0; \\ I_z \ddot{\psi} + \omega_0^2(I_y - I_x)\psi - \omega_0(I_x - I_y + I_z)\dot{\phi} &= 0. \end{aligned} \quad (9)$$

Характеристическое уравнение для системы (9) имеет вид

$$\begin{vmatrix} I_x p^2 - 4\omega_0^2(I_z - I_y) & \omega_0(I_x - I_y + I_z)p & 0 \\ -\omega_0(I_x - I_y + I_z)p & I_z p^2 + \omega_0^2(I_y - I_x) & 0 \\ 0 & 0 & I_y p^2 + 3\omega_0^2(I_x - I_z) \end{vmatrix} = 0 \quad (10)$$

или после раскрытия определителя –

$$\begin{aligned} &\{ I_y p^2 + 3\omega_0^2(I_x - I_z) \} \times \\ &\times \{ I_x I_z p^4 + \omega_0^2 \{ 4I_z(I_y - I_z) + I_x(I_y - I_x) + (I_x - I_y + I_z)^2 \} p^2 + 4\omega_0^4(I_y - I_x)(I_y - I_z) \} = 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Уравнение не содержит нечетных степеней параметра  $p$ , а значит, в динамической системе отсутствует демпфирование колебаний. Следовательно, угловое движение КА под действием гравитационного момента не может быть асимптотически устойчивым.

Однако при соответствующем сочетании моментов инерции (компоновке КА) аппарат будет находиться на границе колебательной устойчивости, т.е. совершать незатухающие гармонические колебания около положения равновесия с амплитудой, определяемой начальными условиями его углового движения. Так как в этом случае с определенной точностью (в пределах амплитуды колебаний) обеспечивается требуемая ориентация КА в пространстве, то условие ее реализации принято называть **условием устойчивости**. Математически условие устойчивости означает, что уравнение (11) должно иметь три пары чисто мнимых корней.

Уравнение (11) представим в виде системы характеристических алгебраических уравнений относительно параметра  $p$ :

$$\begin{cases} I_y p^2 + 3\omega_0^2(I_x - I_z) = 0; \\ I_x I_z p^4 + \omega_0^2 \{ 4I_z(I_y - I_z) + I_x(I_y - I_x) + (I_x - I_y + I_z)^2 \} p^2 + 4\omega_0^4(I_y - I_x)(I_y - I_z) = 0. \end{cases} \quad (12)$$

Первое уравнение описывает угловое движение КА в канале тангажа. Его решение имеет вид

$$p = \pm i \omega_0 \sqrt{\frac{(I_x - I_z)}{I_y}}. \quad (13)$$

Для обеспечения устойчивости этого движения необходимо выполнить следующее условие для моментов инерции КА:

$$I_x > I_z. \quad (14)$$

Второе уравнение описывает угловые движения КА в каналах рыскания и крена, которые связаны между собой в соответствии с (9). Для обеспечения устойчивости этих движений необходимо, чтобы коэффициенты при степенях параметра

$p$  во втором уравнении системы (12) были положительными. При этом свободный член этого уравнения будет положительным, если будут выполняться условия:

$$I_y > I_z; \quad I_y > I_x \text{ или } I_y < I_z; \quad I_y < I_x. \quad (15)$$

Если объединить неравенства (14) и (15), то получим следующие условия устойчивости движения КА:

$$I_y > I_x > I_z \text{ или } I_x > I_z > I_y. \quad (16)$$

Если моменты инерции КА удовлетворяют условию (16), то коэффициент при  $p^2$  в первом уравнении системы (12) будет положительным, что является **необходимым условием устойчивости**.

Биквадратное уравнение системы (12) будет иметь две пары чисто мнимых корней, если соответствующее ему квадратное уравнение имеет только вещественные отрицательные корни. Это возможно в случае, если значение дискриминанта уравнения больше нуля.

Сравнение моментов инерции рассматриваемого КА показывает, что **достаточное условие устойчивости** тоже выполняется.

Физически это означает, что гравитационный момент способствует процессу ориентации КА в ОСК, при этом:

– ось  $Z$  наименьшего момента инерции КА будет совпадать с местной вертикалью;

– ось  $Y$  наибольшего момента инерции – с перпендикуляром к плоскости орбиты КА (бинормалью);

– ось  $X$  промежуточного момента инерции – с направлением орбитального движения КА (трансверсалью).

Таким образом, обеспечивается трехосная ориентация КА в ОСК. При отклонении осей ССК от ОСК гравитационный момент будет оказывать восстанавливающее воздействие на КА.

Для рассматриваемого КА необходимые условия (16) по моментам инерции выполняются, т.е. КА устойчив в каналах крена, тангажа и рыскания.

С другой стороны, для КА коэффициенты биквадратного уравнения (12) при  $p^4, p^2, p$  соответственно равны:

$$1,833 \cdot 10^2; \quad 2,722 \cdot 10^{-4}; \quad 1,560 \cdot 10^{-11}.$$

При этом в результате решения (12) получаем две пары чисто мнимых корней:

$$p_{1,2} = \pm 2,443 \cdot 10^{-4} i; \quad p_{1,2} = \pm 1,194 \cdot 10^{-3} i;$$

Следовательно, КА устойчив во всех трех каналах управления угловым движением.

На основании проведенных численных расчетов для рассмотренных методов оценки устойчивости исследуемого КА можно сделать следующие выводы:

1. Для реализации требуемых соотношений между моментами инерции КА в соответствии с условием (16) потребуется либо установка на КА гравитационного стабилизатора, либо перекомпоновка КА.

2. Устойчивость движения КА с моментами инерции, удовлетворяющими (16), обеспечивается в определенной ограниченной области значений моментов инерции (значения моментов инерции КА должны быть достаточно близкими). Эффективность СУОС в этом случае очень низкая.

3. Условие (16) можно рассматривать как вспомогательное и использовать в случае, если ориентация КА обеспечивается другими способами, например с помощью активной системы ориентации. Тогда обеспечить выполнение условия (16) не всегда окажется возможным.

4. В любых условиях полета КА желательно, чтобы гравитационный момент способствовал процессу ориентации и стабилизации КА и не нарушал его. В этом случае условие (16) может быть в определенной степени полезным.

5. Рассмотренные методы оценки устойчивости КА связаны только лишь с анализом его моментов инерции и носят качественный характер.

6. Аналитические соотношения отвечают условию, когда правые части исходной системы уравнений (1), описывающей угловое движение КА, равны нулю, что соответствует случаю *разомкнутой системы управления*, т.е. не учитываются алгоритмы управления ориентацией КА и управляющие воздействия на него.

Рассмотрим теперь подход и соответствующий метод оценки устойчивости КА для случая *замкнутой системы управления*, изложенный в [7].

### 3. КА, стабилизируемый в ОСК с учетом алгоритмов управления

Пусть КА управляется тремя электромагнитами, расположенными вдоль осей строительной системы координат КА.

Учитывая приближенное равенство моментов инерции КА и соотношения

$$\dot{\omega}_0 \approx 0, \quad \dot{\omega}_y \approx \ddot{\theta}, \quad (17)$$

математическую модель управляемого углового движения КА в канале тангажа представим в виде

$$I_y \ddot{\theta} + M_y^{ynp} + M_y^{срав} + M_y^{возм} = 0, \quad (18)$$

где  $I_y$  – главный центральный момент инерции КА (центробежными моментами инерции КА пренебрегаем в силу малости их значений);  $\theta$  – угол ориентации связанной оси  $O_c Z_c$  космического аппарата относительно оси  $O_c Z_o$  орбитальной системы координат (канал угла тангажа);  $\ddot{\theta}$  – угловое ускорение КА по тангажу;  $M_y^{ynp}$  – проекция управляющего момента, создаваемого электромагнитами, на ось  $O_c Y_c$  связанной системы координат.

Проекцию вектора гравитационного момента  $M_y^{срав}$  на ось  $O_c Y_c$  связанной системы координат вычисляем по формуле

$$M_y^{срав} = 3\omega_0^2 (I_z - I_x) \theta. \quad (19)$$

Проекция вектора возмущающего момента  $M_y^{возм}$  на ось  $O_c Y_c$  связанной системы координат равна сумме аэродинамического, солнечного моментов и момента от взаимодействием корпуса КА с МПЗ.

Положим в (18) величину возмущающего момента, действующего на КА, равной нулю,  $M_y^{ai ci} = 0$ .

Величина управляющего момента  $M_y^{ynp}$ , действующего на КА, пропорциональна величине требуемого управляющего сигнала  $A_y$ , формируемого системой ориентации КА на основе информации об угле  $q$  ориентации и угловой скорости КА в ОСК:

$$A_y = K_1 \theta + K_2 \dot{\theta}; \quad (20)$$

$$M_y^{ynp} = -\frac{K_y}{B^2} \times A_y (B_x^2 - B_z^2) = B_{cp} \times A_y = k\theta + l\dot{\theta}, \quad (21)$$

где  $\dot{\theta} = \omega_y - \omega_0$  – абсолютная угловая скорость КА по тангажу в ОСК;  $K_y$ ;  $k = B_{cp} \cdot k_1$ ;  $l = B_{cp} \cdot k_2$  – коэффициенты усиления системы ориентации КА;  $B_x, B_y, B_z$  – проекций вектора магнитной индукции МПЗ на оси ССК.

При этом

$$B_{cp} = -\frac{K_y}{B^2}(B_x^2 - B_z^2); \quad B^2 = B_x^2 + B_y^2 + B_z^2. \quad (22)$$

Величина  $B_{cp}$  имеет гармонический характер, определяется расчетным путем. Диапазон изменения величины  $B_{cp}$  для рассматриваемого КА и его орбиты составляет:  $B_{cp} = -0,2 \dots 0,2$ .

Для определенности положим, что коэффициенты усиления системы ориентации  $k, l$  связаны соотношением [7]

$$l = Nk = 200k, \quad N > \sqrt{\frac{-I_y}{3\omega_0^2(I_z - I_x)}}. \quad (23)$$

Тогда математическая модель углового движения КА принимает вид

$$I_y \ddot{\theta} + l\dot{\theta} + (3\omega_0^2 \Delta I + k)\theta = 0 \quad (24)$$

или

$$a\ddot{\theta} + b\dot{\theta} + c\theta = 0, \quad (25)$$

где

$$a = I_y; \quad b = l; \quad c = 3\omega_0^2 \Delta I + k. \quad (26)$$

Характеристическое уравнение для (25) имеет вид

$$ar^2 + br + c = 0. \quad (27)$$

Для того чтобы угловое движение КА, описываемое уравнением (24), было устойчивым, необходимо, чтобы корни характеристического уравнения (27) были комплексно-сопряженными с отрицательной вещественной частью.

Обозначим эти корни:

$$r_{1,2} = \alpha \pm \beta i, \quad (28)$$

где

$$\alpha = -\frac{b}{2a}; \quad \beta = \frac{\sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}. \quad (29)$$

Общее решение уравнения (24) принимает вид:

$$\theta(t) = e^{\alpha t}(C_1 \cos \beta t + C_2 \sin \beta t),$$

$$\dot{\theta}(t) = \alpha e^{\alpha t}(C_1 \cos \beta t + C_2 \sin \beta t) + \beta e^{\alpha t}(-C_1 \sin \beta t + C_2 \cos \beta t), \quad (30)$$

$$\ddot{\theta}(t) = -\frac{b\dot{\theta}(t) + c\theta(t)}{a},$$

где  $\alpha, \beta$  – соответственно вещественная и мнимая части корней характеристического уравнения (27);  $C_1, C_2$  – константы, определяемые начальными условиями движения системы (углом ориентации и угловой скоростью КА в момент времени  $t = 0$ ):

$$C_1 = \theta(0), \quad C_2 = \frac{\dot{\theta}(0) - \alpha C_1}{\beta}. \quad (31)$$

Для того чтобы корни характеристического уравнения (27) были комплексно-сопряженными, необходимо, чтобы его дискриминант был отрицательным:

$$D = b^2 - 4ac = 40000k^2 - 4I_y k - 12\omega_0^2 \Delta I I_y < 0. \quad (32)$$

Решая это неравенство относительно  $k$ , определяем диапазоны  $[k^*; k^{**}]$  и  $[l^*; l^{**}]$  изменения коэффициентов  $k, l$  усиления СУОС.

Этот метод оценки устойчивости можно аналогичным образом распространить и на каналы рыскания и крена.

Коэффициенты усиления СУОС выбирают исходя из требуемых качества процессов управления КА и точности ориентации и стабилизации КА на основе результатов моделирования углового движения с использованием полной математической модели движения.

С учетом изложенного проведено моделирование углового движения КА в канале угла тангажа для следующих исходных данных:

$$K_y = -0,2; k_1 = 0,005; k_2 = 1,0; B_{cp} = 0,2; k = 0,001; l = 0,2; \theta(0) = 45 \text{ град}; \dot{\theta}(0) = 4 \text{ град/с};$$

$$I_x = 1,443 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; I_y = 1,550 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; I_z = 1,270 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2;$$

$$\omega_0 = 0,0612 \text{ град/с}; \Delta I = I_z - I_x = -1,73 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2.$$

В результате расчетов получены следующие диапазоны изменения коэффициентов усиления СУОС:

$$[k^*; k^{**}] = 0,00001 \dots 0,02; [l^*; l^{**}] = 0,002 \dots 4,0;$$

$$[k_1^*; k_1^{**}] = 0,00005 \dots 0,10; [k_2^*; k_2^{**}] = 0,010 \dots 20,0.$$

При этом корни характеристического уравнения (26) являются комплексно-сопряженными с отрицательной вещественной частью:  $r_{1,2} = \alpha \pm \beta i = -0,006 \pm 0,005i$ . То есть условие устойчивости углового движения КА выполняется.

Из результатов моделирования также следует, что обеспечивается следующая точность угловой ориентации и стабилизации КА в ОСК: по углу  $\pm 1$  град, по угловой скорости  $\pm 0,01$  град/с. При этом продолжительность режима ориентации и стабилизации КА составляет  $\sim 1040$  с.

### Библиографические ссылки

1. **Алексеев, К.Б.** Управление космическими летательными аппаратами [Текст] / К. Б. Алексеев, Г. Г. Бебенин. – М.: Машиностроение, 1974. – 344 с.
2. **Алпатов, А.П.** Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления [Текст] / А. П. Алпатов, В. И. Драновский, Ю. Д. Салтыков, В. С. Хорошилов. – М.: Машиностроение, 1978. – 200 с.
3. **Бесекерский, В. А.** Теория систем автоматического регулирования [Текст] / В. А. Бесекерский, Е. П. Попов. – М.: Наука, 1972. – 768 с.
4. **Боевкин, В. И.** Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях [Текст] / В. И. Боевкин, Ю. Г. Гуревич. – М.: Наука, 1976. – 304 с.
5. **Зайцев, Г. Ф.** Основы автоматического управления и регулирования [Текст] / Г. Ф. Зайцев, В. И. Костюк, П. И. Чинаев. – К.: Техніка, 1975. – 496 с.
6. **Коваленко, А. П.** Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами [Текст] / А. П. Коваленко. – М.: Машиностроение, 1975. – 248 с.
7. **Манойленко, А. А.** Методика оценки устойчивости углового движения космического аппарата [Текст] / Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Ракетно-космічна техніка. – 2009. – Вип. 13, т. 1. – С. 50–54.
8. Основы автоматического управления [Текст] / Под ред. В. С. Пугачева. – М.: Наука, 1974. – 720 с.
9. **Попов, В. И.** Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов [Текст] / В. И. Попов. – М.: Машиностроение, 1986. – 184 с.
10. **Попов, Е. П.** Теория линейных систем автоматического регулирования и управления [Текст] / Е. П. Попов. – М.: Наука, 1989. – 304 с.
11. **Разыграев, А. П.** Основы управления полетом космических аппаратов [Текст] / А. П. Разыграев. – М.: Наука, 1977. – 472 с.
12. **Раушенбах, Б. В.** Управление ориентацией космических аппаратов [Текст] / Б. В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.

*Надійшла до редколегії 12.03.2015*

УДК 347.779

**Е. Н. Маренич, И. Н. Жариков**

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”  
имени М.К. Янгеля»*

## **ОХРАНА РЕЗУЛЬТАТОВ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЯ**

**Рассмотрена проблема охраны и распределения прав на объекты права интеллектуальной собственности в договорах на проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.**

*Ключевые слова:* научно-техническая деятельность, интеллектуальная собственность, объект права интеллектуальной собственности, договор на выполнение НИР и ОКР.

**Розглянуто проблему охорони та розподілу прав на об'єкти права інтелектуальної власності в договорах на проведення науково-дослідних і дослідно-конструкторських робіт.**

*Ключові слова:* науково-технічна діяльність, інтелектуальна власність, договір на виконання НДР та ДКР, об'єкт права інтелектуальної власності.

**The article focuses on problem of intellectual property rights protection and distribution in contracts on carrying out the research and development work.**

*Key words:* scientific and technical activity, intellectual property, intellectual property object, the agreement on accomplishment of researches and developments.

**Введение.** Предприятия-разработчики новых технологий, такие как ГП «КБ “Южное”», в процессе выполнения научно-технических (НИР) и опытно-конструкторских работ (ОКР) создают научно-техническую продукцию, которая относится к результатам интеллектуальной деятельности (РИД).

**Постановка задачи.** Важным вопросом является обеспечение охраны результатов научно-технической деятельности предприятия. Ненадлежащее оформление прав на охраноспособные РИД может привести к конфликтным ситуациям при их использовании [1]. Актуальность выбора эффективных способов охраны РИД подтверждается многочисленными публикациями в научных изданиях, обсуждениями на круглых столах и специализированных сайтах.

**Методы и способы исследований.** Для выполнения этой задачи прежде всего необходимо определиться, какие из результатов, полученных при проведении НИР и ОКР, могут использоваться в дальнейшем и принести выгоду предприятию. Далее необходимо обеспечить возможность свободного использования предприятием таких результатов [2].

В процессе осуществления научной деятельности на предприятии могут создаваться: объекты промышленной собственности (ОПС), такие как изобретения, полезные модели, промышленные образцы; средства индивидуализации, к которым относятся знаки для товаров и услуг, коммерческие обозначения и т.п.; объекты авторского права (ОАП). Основной выходной продукцией ГП «КБ “Южное”» являются ОАП: конструкторская документация (КД), методики, расчеты, программное обеспечение и др.

До сих пор многие считают, что к технологиям применяются законы об ОПС, тогда как закон об авторском праве применим только к объектам культуры и искусства. На практике охрана авторским правом распространяется на произведения, которые неспециалист не считает ни литературными, ни художественными, такие как компьютерные программы или техническая документация.

Законодательные нормы охраны ОПС и ОАП имеют некоторые отличия. Для приобретения права промышленной собственности необходимо получить соответствующий правоустанавливающий документ. В соответствии с пунктом 2 статьи 11 Закона Украины «Об авторском праве и смежных правах» [3] авторское право возникает по факту создания произведения, для его возникновения не требуется выполнение каких-либо формальностей. Пункт 3 статьи 8 определяет, что охрана авторским правом распространяется только на форму выражения произведения и не распространяется на содержание. Исходя из этого, патент на изобретение по объему охраны шире, так как в случае авторского права легче избежать нарушений, выразив идею в другой форме. Таким образом, суть заложенных в КД технических решений, не имеющих патентной охраны, может быть использована третьими лицами без нарушения прав владельца авторского свидетельства. Значение охраны научно-технических результатов авторским правом подтверждается тем, что авторское право может сосуществовать в одном и том же объекте технологии или изделия с другими формами охраны ИС. Например, изобретение, относящееся к программному обеспечению, и компьютерная программа; произведение искусства, которое одновременно охраняется как промышленный образец, письменный текст, который может охраняться в режиме коммерческой тайны. В научной литературе предлагается использование такого варианта двойной охраны [4]. Немаловажно и то, что охрана авторским правом распространяется на территорию всех стран, которые являются участницами Бернской конвенции об охране литературных и художественных произведений. Таким образом, правообладатель имеет право выбирать режим охраны на РИД в зависимости от рыночной ситуации и заложенных в них технических решений.

**Результаты и их обсуждение.** После получения охранного документа появляется возможность поставить объекты права интеллектуальной собственности (ОПИС) на баланс предприятия. В ГП «КБ «Южное»» зарегистрированные объекты ИС оцениваются по первоначальной стоимости, которая определяется, исходя из затрат на получение патента или свидетельства. Документами, подтверждающими стоимость объектов, являются платежные поручения. В результате постановки на баланс при последующей продаже ОПИС можно переоценить по рыночной стоимости, которая будет существенно отличаться от первоначальной.

Отдельно стоит отметить распределение прав на ОПИС, созданные при выполнении НИР и ОКР по заказу. Сторонам целесообразно урегулировать в договоре вопросы, касающиеся ИС. В случае отсутствия соответствующих пунктов права ИС принадлежат заказчику и исполнителю совместно в соответствии со статьей 430 Гражданского кодекса Украины [5]. В результате одна из сторон может запретить другой свободное использование таких объектов.

Если по условиям договора права на результаты работ принадлежат разработчику, он может ставить их на баланс предприятия и использовать в других проектах, реализовывая по рыночной стоимости. Если права на создаваемые объекты ИС принадлежат заказчику, то в этом случае разработчику необходимо выделить объекты ИС, созданные до заключения контракта и заложенные в КД по новой разработке, так называемые объекты ИС заднего плана. В противном случае исполнитель рискует потерять свои права ИС на такие объекты. По мнению специалистов, практически каждая новая разработка опирается на известные конструкторские и технологические решения, совершенствуются разработки советского периода, в которых используются ранее разработанные РИД. При указании соответствующего пункта в договоре предприятие подтверждает права на предыдущие наработки, которые используются при осуществлении новых разработок.

При взаємодії со смежними організаціями, выступаючими в ролі подрядчиков для підприємства-исполнителя, также необходимо указывать условия распределения прав на ОПИС. Отдел патентно-инновационных исследований ГП «КБ «Южное»» в договорах со смежними організаціями предлагает применять следующую формулировку:

«Имущественные права ИС на результаты выполненных работ принадлежат Заказчику, а личные неимущественные права ИС – Исполнителю.

Исполнитель уведомляет Заказчика о созданных при выполнении работ по данному Договору ОПИС. Порядок передачи прав на ОПИС, созданные при выполнении работ по данному Договору, регламентируется дополнительным соглашением, которое рассматривается как неотъемлемая часть данного Договора.

Исполнитель сохраняет все права собственности на ОПИС, которые существовали ранее и были использованы в целях выполнения данного Договора». Данные условия позволяют наиболее рационально подойти к вопросу распределения прав ИС при работе со смежними організаціями.

**Выводы.** В качестве вывода можно отметить, что для эффективного использования своих научных разработок предприятию-разработчику необходимо определить, какие РИД подлежат охране, выбрать режим правовой охраны и отслеживать распределение прав в договорах на выполнение НИР и ОКР. При этом с целью обеспечения полноты охраны ОПИС рекомендуется использование двойной охраны.

### Библиографические ссылки

1. **Маренич, Е. Н.** Охрана результатов интеллектуальной деятельности предприятия [Текст] / Е. Н. Маренич, И. Н. Жариков // Материалы XVII Междунар. молодеж. научно-практ. конф. «Человек и космос» (8 апр. – 10 апр. 2015 г.). – Д., 2015. – DVD, ISSN 2221-4550.

2. **Маренич, Е.Н.** Результаты научно-технической деятельности предприятия как объекты авторского права [Текст] / Е. Н. Маренич // Материалы IX Науч. чтений «Днепропетровская орбита» (5 окт. – 7 окт. 2014 г.). – Д., 2014. – С. 246 – 249.

3. Про авторське право та суміжні права [Текст]: Закон України від 23 груд. 1993 р. № 3793-ХІІ (із змінами) // Відомості Верховної Ради України. – 1994. – № 13. – 40 с.

4. **Ландин, А.В.** Охрана результатов НИОКР в качестве научных произведений [Текст] / А. В. Ландин // Патенты и лицензии. – 2009. – 72 с.

5. Цивільний кодекс України: Затверджений Законом України від 16.01.03 № 435-IV (із змінами та доповненнями [Текст] // Відомості Верховної Ради України. – 2003. – № 40. – 356 с.

*Надійшла до редколегії 26.05.2015*

УДК 62-93

**П. Є. Мінаєв**

*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

### **ПОРІВНЯННЯ ВИСОТ ПІДЙОМУ ВОДЯНОЇ РАКЕТИ ЗА РІЗНИХ МОДЕЛЕЙ РОЗШИРЕННЯ СТИСЛОГО ПОВІТРЯ**

Розглянуто теоретичні моделі, які дозволяють оцінити висоту підйому водяної ракети. Оцінено вплив різних факторів, що впливають на рух ракети та основні процеси під час розгону ракети. Проведено порівняння отриманих результатів за різних моделей розширення повітря в ракеті.

*Ключові слова:* водяна ракета, адіабатне розширення, аеродинамічний опір.

Рассмотрены теоретические модели, которые позволяют оценить высоту подъема водяной ракеты. Оценено влияние различных факторов, что влияют на движение ракеты и основные процессы при разгоне ракеты. Сделано сравнение результатов при разных моделях расширения воздуха в ракете.

*Ключевые слова:* водяная ракета, адиабатное расширение, аэродинамическое сопротивление.

Theoretical models, which allow estimation of the water rocket ascent, were considered. Effect of different factors that have influence on the rocket motion and on the rocket acceleration basic processes was analyzed. Obtained results for the different models of air expansion in the rocket were compared.

Key words: water rocket, adiabatic expansion, aerodynamic resistance.

**Вступ.** Останнім часом значного поширення набули запуски водяних ракет. У частково заповнену водою ємність під тиском нагнітається повітря. Перед цим ємність обладнують обтічником та стабілізаторами. Ракета злітає за рахунок виштовхування води стисненим повітрям. Через простоту виготовлення та запуску такий напрям моделювання отримав чимало прибічників, які проводять змагання з запуску водяних ракет. Природним є питання, до якої максимальної висоти може піднятися ракета залежно від різних параметрів. Головними з них є тиск повітря всередині ракети і маса води. Саме на розрахунок висот підйому ракети залежно від цих параметрів за різних моделей розширення газу зосереджена увага у статті. Необхідно зазначити, що найпростіші моделі розширення газу розглядали і раніше [1], проте їх автори не враховували низку важливих явищ, що і спричиняло суперечливі оцінки.

**Моделі Чівільова для висоти підйому ракети [1].** Розглянуто водяну ракету фабричного виготовлення, яку можна придбати у торгових мережах. Наведено дві оцінки висоти її підйому за умови, що повітря розширюється ізобарно та ізотермічно. Ракету змодельовано як порожній каркас масою  $M$  і об'ємом  $W$ , в якому міститься вода масою  $m_0$ , решту займає повітря під тиском  $P_0$ . Вважається, що під час старту вода миттєво виштовхується, а далі ракета летить без опору повітря. За ізобарного розширення отримано висоту підйому

$$H = \frac{(P_0 - P_A)m_0^2}{\rho g M(M + m_0)}, \quad (1)$$

де  $P_A$  – атмосферний тиск;  $\rho$  – густина води;

Для ізотермічного розширення –

$$H = \frac{(P_0 - P_A)m_0^2}{\rho g M(M + m_0)} - \frac{Pm_0^2}{2\rho^2 g WM(M + m_0)}. \quad (2)$$

Зазначимо, що ізобарне розширення є не досить переконливе. Згідно з (1) висота монотонно збільшується зі збільшенням початкової маси води у ракеті. Це означає, що найбільшій висоті підйому ракети відповідає стовідсоткове (чи майже стовідсоткове) її заповнення водою, що, зрозуміло, неправильно.

Припущення про ізотермічне розширення також містить протиріччя. Як будь-який ізотермічний процес, воно потребує доволі значного часу для того, щоб температура газу всередині ємності встигла зрівнятися з температурою навколишнього середовища, а це протирічить припущенню про миттєве виштовхування всієї рідини.

Найбільш переконливий вигляд має адиабатне розширення, яке відбувається протягом малого часу і тому дозволяє скористатися припущенням швидкого розгону з подальшим рухом під дією сили тяжіння та сили опору повітря.

**Модель адиабатного розширення повітря.** Аналогічно Чівільову [1] вважатимемо ракету порожнім каркасом маси  $M$  і об'єму  $W$ , в якому міститься вода

масою  $m_0$ , а решту займає повітря з тиском  $P_0$ . Під час старту вода миттєво виштовхується і далі ракета летить без опору повітря. Вважаючи, що повітря адиабатно розширюється з початкового об'єму  $V_0 = W - \frac{m_0}{\rho}$  до об'єму  $W$ , запишемо рівняння адиабатного процесу та роботу газу. Повітря вважатимемо ідеальним газом з показником адиабати  $\gamma = 1,4$ :

$$P_0 V_0^\gamma = P_1 W^\gamma, \quad (3)$$

$$A_z = \frac{1}{\gamma - 1} (P_0 V_0 - P_1 W), \quad (4)$$

де  $P_1$  – тиск повітря після його розширення до об'єму  $W$ ;  $A_z$  – робота газу.

Запишемо закон збереження імпульсу та енергії для ракети і води, нехтуючи масою повітря:

$$Mv = mu, \quad (5)$$

$$A_z = \frac{Mv^2}{2} + \frac{mu^2}{2}, \quad (6)$$

де  $v$  та  $u$  – швидкості ракети та води після розширення газу.

Отримаємо рівняння

$$v^2 = \frac{2P_0 W \left(1 - \frac{m_0}{W\rho}\right) \left(1 - \left(1 - \frac{m_0}{W\rho}\right)^{\gamma-1}\right)}{(\gamma - 1)M \left(1 + \frac{M}{m_0}\right)}. \quad (7)$$

Якщо знехтувати опором повітря, то висоту підйому ракети запишемо у вигляді

$$H = \frac{v^2}{2g}. \quad (8)$$

З урахуванням (3) – (8) маємо рівність

$$H = \frac{P_0 W \left(1 - \frac{m_0}{W\rho}\right) \left(1 - \left(1 - \frac{m_0}{W\rho}\right)^{\gamma-1}\right)}{(\gamma - 1)Mg \left(1 + \frac{M}{m_0}\right)}. \quad (9)$$

Як бачимо, висота лінійно залежить від тиску  $P_0$  і збільшується з його зростанням. Але нагнітати повітря до великих значень тиску у пластикові пляшки, які зазвичай використовують під час змагань із запуску ракет, доволі небезпечно. Доцільно знайти, за якої кількості води ракета підніметься на максимальну висоту. Зрівнюючи похідну по  $m$  від (8) до нуля, отримаємо рівняння, чисельний розв'язок якого дає шукане значення необхідної маси води:

$$0 = \gamma m_0 \left(1 - \frac{m_0}{W\rho}\right)^{\gamma-1} (m_0 + M) - 2m_0 M - m_0^2 - MW\rho \left(1 - \frac{m_0}{W\rho}\right)^\gamma + MW\rho.$$

**Урахування опору повітря.** Рух ракети будемо розглядати як рух корпусу маси  $M$  з початковою швидкістю  $v_0$ , обчислюваною згідно з (7). Ракета рухається

вертикально вгору в однорідному полі тяжіння за наявності опору повітря. З другого закону Ньютона

$$M \frac{dv}{dt} = -Mg - Kv^2$$

знаходимо залежність швидкості від часу:

$$v = \frac{v_0 - \beta^{-1} \operatorname{tg}(\beta gt)}{1 + v_0 \beta \operatorname{tg}(\beta gt)},$$

де  $\beta = \sqrt{\frac{K}{Mg}}$ ; коефіцієнт опору  $K = \frac{1}{4} \rho_{\text{нов}} S$  взято для конічної поверхні 2:1.

Максимальна висота підйому має вигляд

$$h = \int_0^{\frac{1}{\beta g} \operatorname{arctg}(v_0 \beta)} \frac{v_0 - \beta^{-1} \operatorname{tg}(\beta gt)}{1 + v_0 \beta \operatorname{tg}(\beta gt)} dt = \frac{\ln(1 + (\beta v_0)^2)}{2\beta^2 g}. \quad (10)$$

**Порівняння висот підйому ракети за різних моделей.** Для порівняння розглянутих моделей побудуємо графіки залежності висоти підйому ракети від маси води (див. Рис. 1) відповідно до формул (1), (2) та (9), взявши, як у статті Чівільова, такі значення:  $P_0 = 5 \cdot 10^5$  Па,  $M = 0,12$  кг,  $g = 9,8 \frac{M}{c^2}$ ,  $W = 0,6 \times 10^{-3} M^3$ .

Для оцінки коефіцієнта опору визначимо площу перерізу ракети:

$$S = \frac{W}{l} = 2,6 \times 10^{-3} M^2,$$

де  $l$  – половина довжини ракети [1];

$$\beta^2 = \frac{K}{Mg} = \frac{S \rho_{\text{нов}}}{4Mg} = 6,77 \times 10^{-4} \frac{c^2}{M^2},$$

де  $\rho_{\text{нов}}$  – густина повітря.

Зазначимо, що параметри взяті відповідно до існуючих ракет [1].

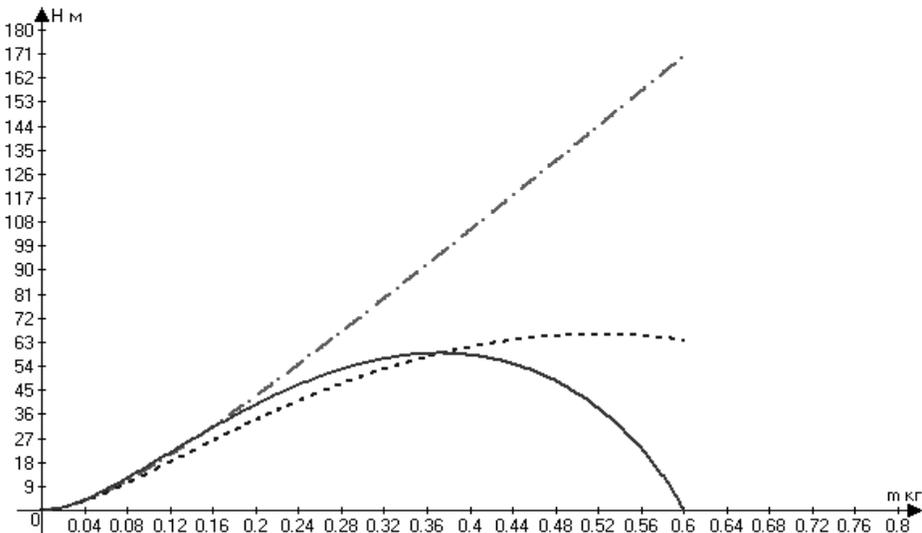
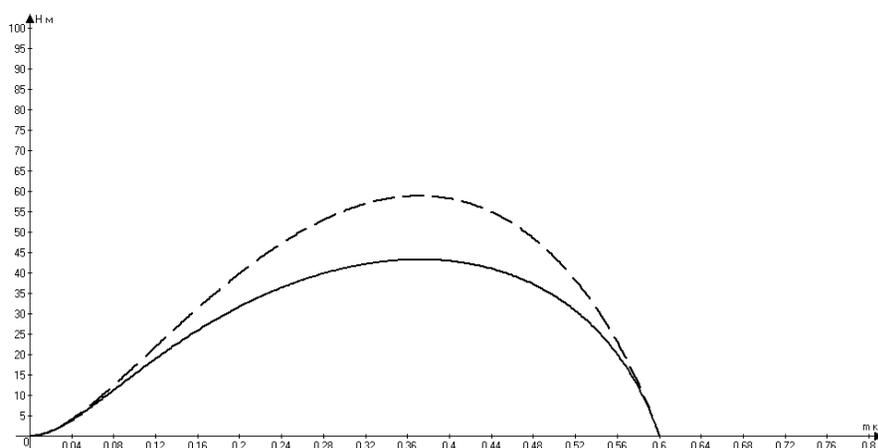


Рис. 1. Залежність висоти підйому ракети за різних моделей розширення повітря

Штрих-пунктиром показано ізобарну модель (1), пунктиром – модель ізотермічного розширення (2), а суцільною лінією – модель адіабатного розширення без урахування опору (9). В останньому випадку максимальна висота досягається за маси води, близької до 350 г, тобто у разі заповнення ракети водою трохи більше половини, а за ізотермічного розширення – 520 г, що становить 87% ємності ракети. Що стосується ізобарного розширення, як уже було зазначено, максимальна висота відповідає нефізичній умові повного заповнення всієї ємності водою.

Згідно з (9) та (10) побудуємо графіки, щоб показати вплив опору повітря (див. Рис. 2).

Пунктиром показано адіабатичну модель без урахування опору повітря, суцільною лінією – модель з врахуванням опору повітря. Виявляється, що опір повітря зменшує максимальну висоту підйому на 25%. Зазначимо, що врахування опору повітря не змінює значення маси води, за якої досягається максимум висоти підйому ракет.



**Рис. 2. Залежність висоти підйому ракети за адіабатичної моделі розширення газу з урахуванням опору повітря**

Згідно з рекомендаціями виробника [1] найбільшої висоти ракета досягає у разі її заповнення на 1/4-1/3 об'єму. Як бачимо, адіабатна модель розширення повітря дає найбільш відповідний дійсності результат, для покращення якого слід врахувати час та механізм вильоту води з ракети.

### Бібліографічні посилання

1. **Чивилев, В. И.** Оценка высоты подъёма игрушечной водяной ракеты [Текст] / В.И. Чивилев. – М.: Потенциал. – 2009. – №10.
2. **Горелов, М.** Реактивное движение и водяная ракета [Текст] / М. Горелов, А. Козеев, А. Ланцов, И. Пугаченко. – М.: Потенциал. – 2009. – №7.

*Надійшла до редколегії 29.05.2015*

УДК 629.764.07

**Р. В. Михальчишин**

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”  
имени М. К. Янгеля»*

## **КОМПЛЕКСНЫЙ МЕТОД БОРЬБЫ С ГИДРАВЛИЧЕСКИМ УДАРОМ ПРИ ЗАПРАВКЕ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

**Описаны проблемные вопросы, возникающие при испытаниях заправочно-сливных трактов ракет-носителей. Также предложен и успешно внедрен ряд мероприятий, направленных на устранение гидравлического удара.**

*Ключевые слова:* гидравлический удар, бак, заправка, слив, магистраль, давление, клапан.

**Описано проблемні питання, що виникають під час випробувань заправно-сливних трактів ракет-носіїв. Також запропоновано і успішно впроваджено ряд заходів, спрямованих на усунення гідравлічного удару.**

*Ключові слова:* гідравлічний удар, бак, заправка, злив, магістраль, тиск, клапан.

**The article describes the problem questions arising during the LV filling-drain channels. Also proposed and successfully implemented a rank of measures that aimed at eliminating hydraulic shock.**

*Key words:* hydraulic shock, tank, filling, draining, pressure pipe, valve.

**Введение.** Как известно, при работе наземных средств заправки компонентов топлива, а также при функционировании ПГСР РН огромную роль играют гидродинамические процессы. При их протекании на нестационарных участках, особенно при открытии/закрытии клапанов, а также при изменении режима работы двигателя возникает гидравлический удар, величина которого оказывает существенное влияние на работоспособность систем в целом.

**Постановка задачи.** Целью данной работы является разработка комплекса эффективных мероприятий для снижения гидравлического удара.

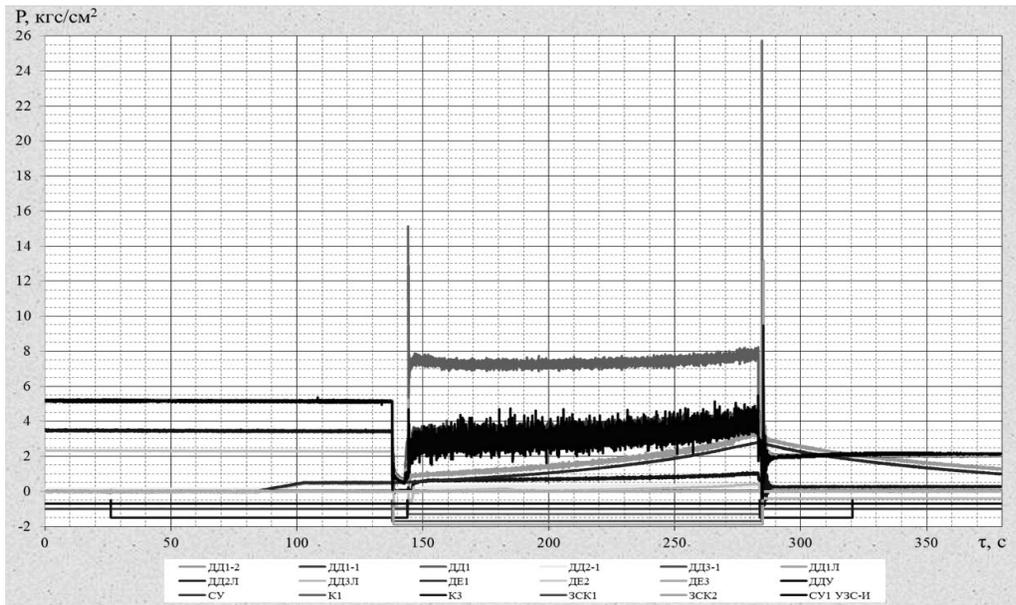
Подобная проблема возникла при разработке систем заправки РН «Циклон-4» в части испытаний его заправочно-сливного макета. На Рис. 1 приведена схема этой системы, в которую входят заправочно-сливные тракты, полностью соответствующие штатной конструкции РН, макеты баков, а также стендовая система заправки. Перед заправкой открывается клапан К1 (обводная линия насоса) и заполняются подводящие наземные магистрали, затем открываются бортовые заправочные клапаны ЗСК1 и ЗСК2. Заправка начинается с момента подачи команды на открытие наземного заправочного клапана. По достижении необходимого времени заправка завершается в обратной последовательности. При этом дренажные магистрали совмещены с наземными заправочными емкостями для сброса образовавшегося избыточного давления из баков Б1, Б2, Б3. В качестве заправляемого компонента использовалась вода, что позволяет легко пересчитать гидродинамические параметры системы для штатных компонентов (азотный тетраоксид, несимметричный диметил гидрозин).

Сложность рассматриваемого процесса вызвана ограничением длительности заправки, что приводит к необходимости одновременной заправки 1-й и 2-й ступеней. Целью испытаний являлось подтверждение работоспособности конструкции систем заправки и определение основных параметров, в том числе гидравлических ударов, возникающих в заправочных магистралях [1].

**Основная часть.** В ходе испытаний проводились замеры статических и динамических параметров давлений в разных местах бортовых и наземных комму-



Обозначение	Наименование параметра
ДДЗЛ	Датчик давления воды в ЗСМ третьей ступени
ДДЗ-1	Датчик давления воды на выходе из ЗСМ третьей ступени
ДЕ1	Датчик давления в емкости Б1
ДЕ2	Датчик давления в емкости Б2
ДЕ3	Датчик давления в емкости Б3
М1	Датчик давления в емкости Б1
М2	Датчик давления в емкости Б2
М3	Датчик давления в емкости Б3
РМ	Расходомер воды на входе в установку
РМ1	Расходомер воды на выходе из ЗСМ первой ступени
СДД	Сигнализатор давления
СУ,СУ1	Сигнализатор наличия жидкости
ДДЖ	Датчик давления воздуха до жиклера ДРН
ДПЖ	Датчик давления воздуха после жиклера ДРН
ТДЖ1	Датчик температура воздуха до жиклера ДРН
ТПЖ1	Датчик температура воздуха после жиклера ДРН
К1	Наземный заправочный клапан
К3	Клапан обводной линии насоса
ЗСК1	Заправочный клапан первой ступени
ЗСК2	Заправочный клапан второй ступени
ЗСК3	Заправочный клапан третьей ступени



**Рис. 2. Изменение давления при заправке (без принятых мероприятий)**

Анализ возникших проблем и комплекс мер для их решения:

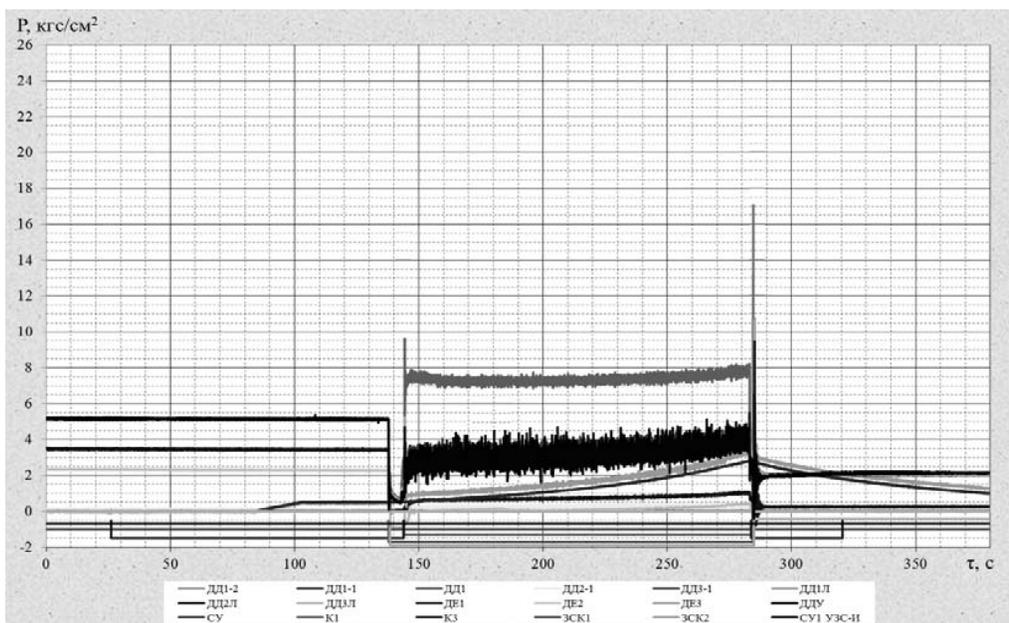
1. Исходя из формулы Жуковского [3] величина гидроудара зависит от скорости движения запорного элемента клапана. Как следствие этого, было принято решение увеличить время срабатывания наземных клапанов с 1с до 3с, это позволило уменьшить величину гидроудара с 15 кгс/см<sup>2</sup> до 9 кгс/см<sup>2</sup> в момент начала заправки и с 26 кгс/см<sup>2</sup> до 17 кгс/см<sup>2</sup> на момент завершения заправки, результаты такого испытания приведены на Рис. 4 [2].



*a*

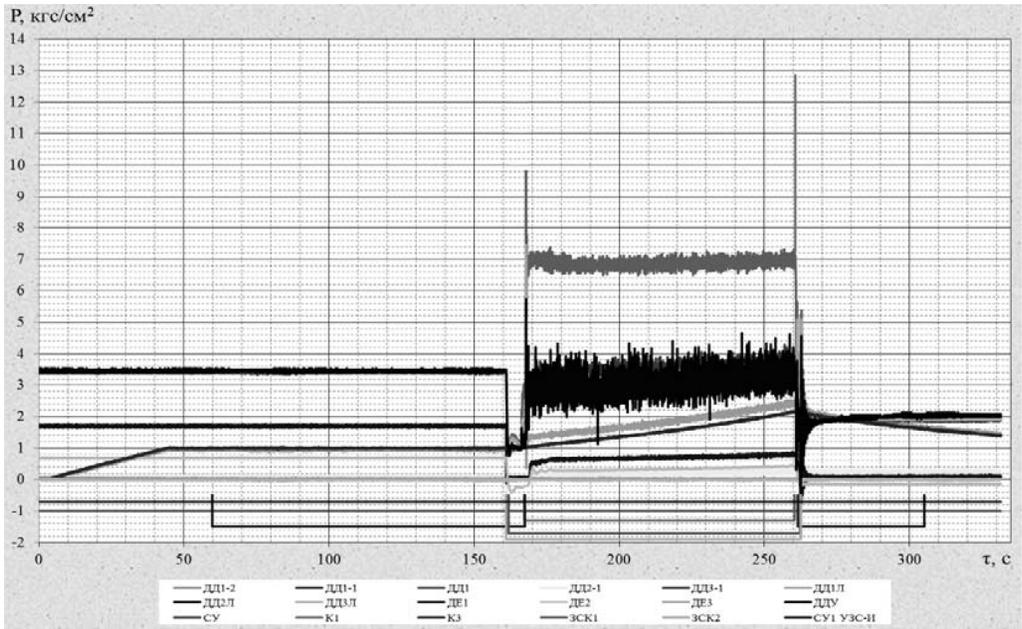
*б*

**Рис. 3. Изображение трубопроводов (а – до гидроудара, б – после гидроудара)**



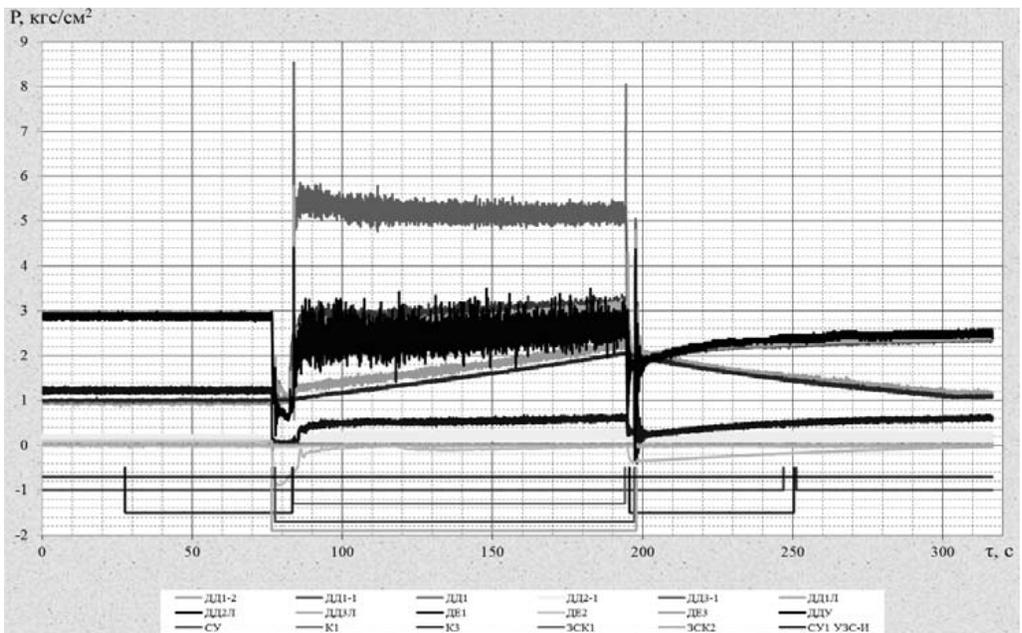
**Рис. 4. Изменение давления после увеличения времени закрытия/открытия клапанов К1 и К3**

2. Для режима заправки одной ступени РН задержка 2с между закрытием наземного К1 и бортовых заправочных клапанов ЗСК1 является достаточной. Для совместной заправки 1-й и 2-й ступеней РН решили увеличить время задержки до 5с, что позволило еще уменьшить гидравлический удар при окончании заправки с 17 кгс/см<sup>2</sup> до 13 кгс/см<sup>2</sup>, результаты изменения параметров по окончании процесса приведены на Рис. 5.



**Рис. 5. Параметры давления после увеличения интервала времени между моментами срабатывания наземных К1, К3 и бортовых ЗСК1, ЗСК2 клапанов**

3. Экспериментально удалось установить зависимость величины гидроудара от интервала времени между моментами подачи команды на закрытие наземного заправочного клапана и открытием обводной линии насоса. В ходе испытаний определено, что оптимальным является разнесение моментов срабатывания этих клапанов на 6с, это привело к тому, что гидравлический удар находится в допустимых пределах (не более 15 кгс/см<sup>2</sup> согласно [1]) и составил 10 кгс/см<sup>2</sup>.



**Рис. 6. Параметры давления после увеличения интервала времени между закрытием клапана К1 и открытием клапана К3**

**Выводы.** Таким образом, разработан и принят комплекс мероприятий, который был реализован в стендовых условиях при имитации штатной технологии заправки РН «Циклон-4» топливных баков и подтвердил свою эффективность, понизив гидравлический удар до 10 кгс/см<sup>2</sup>, что в пересчете на компонент не превышает максимально-допустимых значений из условий работоспособности системы.

В заключение автор выражает благодарность за содействие инженерам, участникам испытаний заправочного макета РН «Циклон-4» Кривовичеву Д. Ю., Лизенко Ю. П. и Назаренко Е. П.

### Библиографические ссылки

1. ГП «КБ «Южное». Программа автономных испытаний гидравлических трактов Программа автономных испытаний пневмогидравлической системы подачи компонентов топлива заправки баков РН «Циклон-4» [Текст] / ГП «КБ «Южное»». – 14.7788.123 ПМ, 2006. – 7 с.
2. ГП «КБ «Южное»». Технический отчет по результатам анализа испытаний гидравлических трактов систем заправки баков окислителя и горючего РН «Циклон-4» [Текст] / ГП «КБ «Южное»». – 2Ц41.21.17978.123 ОТ, 2015. – 63 – 78 с.
3. Мошкин, Е. К. Нестационарные режимы работы ЖРД. [Текст] / Е. К. Мошкин. – М.: Машиностроение, 1970. – 128 с.
4. Беляев, Н. М. Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование [Текст] / Н. М. Беляев. – М.: Высш. шк., 1988. – 42 с.

*Надійшла до редколегії 29.05.2015*

УДК 621.7

**Т. М. Ніколайчук, І. В. Щелокова, І. О. Мамчур, С. І. Мамчур,  
Н. Е. Калинина, Т. В. Носова**

*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

### **ОПТИМІЗАЦІЯ ХІМІЧНОГО СКЛАДУ СПЛАВУ Т15К6 ТА СТАБІЛІЗАЦІЯ ЙОГО МЕХАНІЧНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ЗА ДОПОМОГОЮ МЕТОДУ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ**

Розглянуто найбільш поширені інструментальні матеріали. Вивчено технологію виготовлення прохідного різця з різальною пластиною із твердого сплаву Т15К6. Проведено дослідження властивостей спечених пластин: твердість, міцність у разі вигину, щільність, пористість, аналіз макро- і мікроструктури. Установлено, що у структурі матеріалу наявні мікропори.

*Ключові слова:* швидкорізальна інструментальна сталь, термічна обробка, металокерамічний твердий сплав, твердість за Вікерсом.

Рассмотрены наиболее распространенные инструментальные материалы. Изучена технология изготовления проходного резца с режущей пластиной из твердого сплава Т15К6. Проведены исследования свойств спеченных пластин: твердость, прочность при изгибе, плотность, пористость, анализ макро- и микроструктуры. Установлено, что в структуре материала присутствуют микропоры.

*Ключевые слова:* быстрорежущая инструментальная сталь, термическая обработка, металлокерамический твердый сплав, твердость за Викерсом.

**Are considered tool materials are most widespread. The manufacturing techniques of a cutter through passage with a cutting plate from a firm alloy of T15K6 are studied. Researches of properties of the baked plates are conducted: hardness, durability at a bend, density, porosity, the analysis macro – and microstructures. It is established that at structure of a material there are micropores.**

*Key words:* high-speed instrumental steel, heat treatment, ceramet carbology, hardness on Vikers.

**Вступ.** Основними властивостями металокерамічних твердих сплавів, які визначають галузі та умови їх застосування, є твердість, міцність і пластичність; найважливішими фізичними властивостями є також теплопровідність, коерцитивна сила і коефіцієнт лінійного розширення. Особливе значення мають експлуатаційні властивості – стійкість до зношування і різальна здатність.

Титановольфрамкові сплави з малим вмістом кобальту і великим вмістом карбиду титану зношуються в основному через крихке сколювання. Процес зносу вольфрамкових сплавів з високим вмістом кобальту проходить певною мірою через пластичну деформацію зв'язки. На процес зносу суттєво впливає злипання твердого сплаву з оброблюваним матеріалом. За великого злипання на інструменті з твердого сплаву утворюються нарости, що і призводить до підвищеного його зносу.

Зносостійкість вольфрамкових сплавів нижча, ніж титановольфрамкових.

У межах одного типу сплавів зносостійкість підвищується у разі збільшення вмісту карбідної фази і підвищення дисперсності структури сплаву.

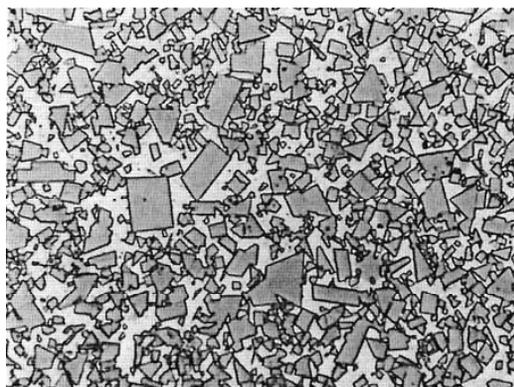
**Постановка завдання.** Метою даного дослідження є вирішення актуальної проблеми сучасності – розробка технологій підвищення працездатності інструмента у важких умовах праці та підбір матеріалів, які б задовольняли умови роботи та були більш економічно вигідними.

**Методи та способи дослідження.** Методи дослідження структури та властивостей металокерамічних сплавів включають у себе мікроструктурні методи вимірювання мікротвердості та механічні випробування.

**Результати.** У результаті проведених досліджень встановлено, що структура металокерамічних твердих сплавів складається з частинок твердих з'єднань і ділянок зв'язуючого металу, розміри яких становлять 0,5... 10 мкм, що визначає ряд специфічних властивостей вказаних сплавів: висока твердість, зносостійкість та червоність за порівняно високої міцності.

Докладний аналіз характеру залежності властивостей міцності від вмісту кобальту, виду руйнування, температури випробувань, складу фази карбиду і розмірів її частинок, а також від виду навантаження дозволяє зробити висновок, що характеристики міцності двофазних твердих сплавів WC – Co визначають в основному властивості і характер руйнування зв'язки. Для сплавів, у яких межа міцності з підвищенням вмісту кобальту підвищується, міцність визначається переважно пластичною деформацією кобальтової фази, а для сплавів, у яких межа міцності з підвищенням вмісту кобальту знижується, – пластичною деформацією кобальтової фази, що передує руйнуванню, відповідно до теорій дисперсійного зміцнення. Збільшення розміру зерен карбідів для перших сплавів приводить до підвищення міцності, а для других – до зниження, причому максимум міцності на графіках залежності  $\sigma_{\text{виг}}\%$  Co із збільшенням розміру частинок карбиду зміщується вбік зменшення вмісту кобальту. Вказана теорія міцності виходить з передумови, що в сплавах WC–Co відсутній суцільний каркас із зерен карбиду вольфраму, тоді як у сплавах WC–TiC–Co до певного вмісту кобальту передбачена наявність двох каркасів: каркаса з твердого розчину TiC–WC і вставленого в нього каркаса з кобальту. Наявність каркаса з твердого розчину TiC–WC зумовлює відсутність залежності міцності від вмісту кобальту і незначну залежність міцності і твердості від температури.

Зносостійкість твердих сплавів визначають як їх структурою, так і складом. За збільшення вмісту зв'язки і розмірів частинок карбіду зносостійкість твердих сплавів знижується (Рис. 1.) Зносостійкість сплавів WC-Co у разі тертя об сталевий диск за малих швидкостей (до 1,7 м/сек) вища, ніж зносостійкість сплавів WC-TiC-Co, натомість за високих швидкостей (вище 1,7 м/сек) вона у сплавах WC-Co значно нижча, ніж у сплавах WC-TiC-Co.



75WC-25Co

KOH+Na<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>Рис. 1. Збільшення вмісту кобальту,  $\times 1500$ 

У результаті обробки масиву статистичних даних отримано коефіцієнти кореляції впливу титану і кобальту на модуль пружності,  $\sigma_{\text{вип}}$ , твердість і теплопровідність. Вплив інших елементів, які входять до складу твердого сплаву, на механічні властивості та взаємодію їх між собою розглядати не доцільно, тому що вибірка по C, W і домішках, що входять до складу титанового порошку, не суттєва для підрахунку коефіцієнтів кореляції та побудови рівняння регресії. Масив статистичних даних наведений у табл. 1 – 4.

## Масиви статистичних даних

Таблиця 1

Ti, %	Co, %	$\sigma_{\text{вип}}$ , МПа
2,5	5	1375
2,5	6	1470
2,5	10	1762
2,5	13	1962
2,5	15	2060
4,5	5	1275
4,5	10	1570
4,5	15	1765
12	6	1130
12	8	1275
12	10	1375
12	15	1470
16	5	981
16	6	1060
16	8	1177
16	9	1177
16	10	1225
16	13	1325
25	6	785
25	13	833

Таблиця 3

Ti, %	Co, %	HRA
2,5	5	90,5
2,5	6	90,5
2,5	10	89,5
2,5	13	88
2,5	15	87
4,5	5	91
4,5	10	89,5
4,5	13	89
4,5	15	87,4
12	6	90,5
12	8	90
12	10	89,5
12	15	88,5
16	5	91
16	6	91
16	7	90,5
16	8	90,5
16	9	90
16	10	89,5

Таблиця 2

Ti, %	Co, %	E, МПа
5,6	6	578
5,4	9	544
5,2	12	520
5,0	15	505
4,7	20	470
4,5	25	436
14,2	6	545
13,7	9	510
13,2	12	475
12	20	436
24	4	495
23,5	6	470

Таблиця 4

Ti, %	Co, %	$\lambda$ , Вт/(м*К)
5	6	28,9
5	8	31,8
10	10	30,5
15	6	27,2
15	8	28,5
21	6	22,6
21	8	22,2

Отримані значення коефіцієнтів кореляції впливу титану і кобальту на механічні властивості наведено в табл. 5.

Таблиця 5

**Значення коефіцієнтів кореляції за впливом титану і кобальту на механічні властивості**

	E	HRA	$\lambda$	$\sigma_{\text{виг}}$
Ti	$K_{r_{TiE}} = -0,472$	$K_{r_{TiHRA}} = 0,429$	$K_{r_{Ti\lambda}} = -0,897$	$K_{r_{Ti\sigma_{\text{виг}}}} = -0,855$
Co	$K_{r_{CoE}} = -0,747$	$K_{r_{CoHRA}} = 0,929$	$K_{r_{Co\lambda}} = 0,393$	$K_{r_{Co\sigma_{\text{виг}}}} = 0,591$

Крім того, для кращого сприйняття коефіцієнти кореляції (Рис. 2) зобразимо у вигляді гістограми.

Методом множинної кореляції побудовано графічні залежності впливу хімічних елементів (Ti – Co) на механічні властивості, такі як модуль пружності (E),  $\sigma_{\text{виг}}$ , твердість (HRA) і теплопровідність ( $\lambda$ ). Результати зображено на Рис. 3.

Незалежними змінними є титан і кобальт, функцією відгуку є та чи інша механічна властивість. Для знаходження коефіцієнтів кореляції будуємо рівняння множинної регресії у порівнянні з лінійною кореляцією, де розглядатимемо вплив одного фактора на функцію відгуку.

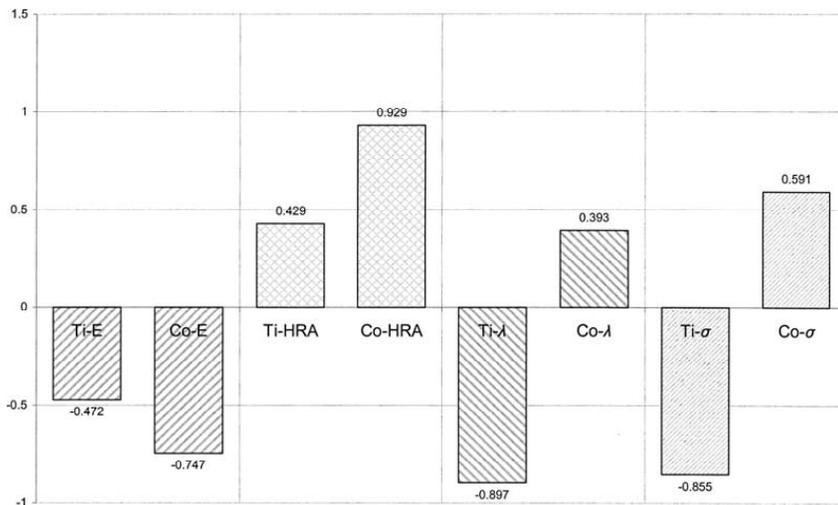


Рис. 2. Гістограма коефіцієнта кореляції

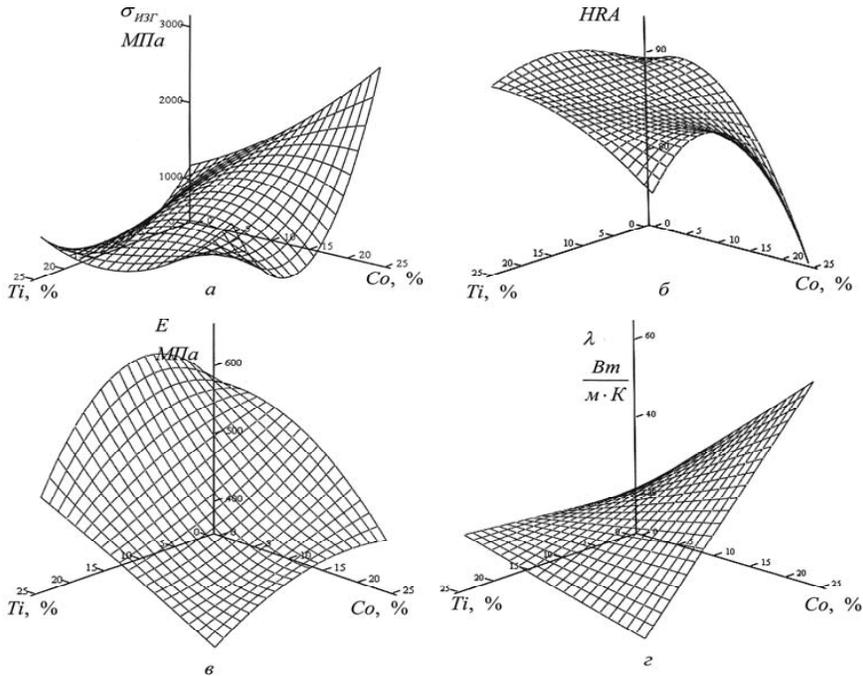


Рис. 3. Вплив хімічного складу сплаву на механічні властивості

Статистичні дані обробляли із застосуванням методу математичного аналізу. Програму будували за методикою ортогоналізації матриць і розв'язання матричного рівняння вигляду

$$B = (XX')^{-1} X'Y,$$

де  $B$  – вектор-стовпець коефіцієнтів регресії;

$X$  – матриця вихідних факторів;

$Y$  – вектор-стовпець функцій відгуку;

$X'$  – матриця трансформації.

Оригінальність методу розв'язання даної задачі полягає в тому, що інформаційна матриця попередньо ортогоналізується, що дозволяє виконувати завдання практично з будь-якими матрицями, у тому числі й з погано обумовленими. Розрахунок коефіцієнтів множинної кореляції здійснюємо за формулою

$$R = \sqrt{1 - \frac{\sum (y_i - \bar{y})^2}{\sum (y_i - y')^2}}.$$

Побудовано криві мінімаксу і знайдено відповідні значення функцій відгуку, які відповідають вимогам до механічних властивостей твердого сплаву Т15К6.

Як видно з Рис. 3, в, збільшення вмісту титану і кобальту не забезпечує мінімакс, а свідчить про те, що титан має низьку теплопровідність, натомість кобальт – підвищує її. На Рис. 3, а, б, г чітко простежується «сідло», яскраво виражений мінімакс. Досить невеликий вміст Ti і Co, за якого отримано високі значення HRA-91, E-500 ГПа, ( $T_{\text{виг}} - 1150$ ). Саме у разі такого масового співвідношення Ti і Co (модуль пружності Т15К6-500 ГПа) максимальний вміст

Ti – 23,5%, а Co – 25%. Не обов'язково вводити такий великий вміст титану і кобальту, натомість необхідно враховувати їх розчинність, здатність утворювати ті чи інші хімічні сполуки. Достатньо вводити їх за оптимального співвідношення

для твердого сплаву T15K6 C – 6%, Ti–15%. Знайдено коефіцієнти кореляції, що підтверджує висновок про те, що співвідношення елементів титану і кобальту дає стабільні механічні властивості.

Дослідження мікроструктури сплаву T15K6 виконували на спечених пластинах. На Рис. 4. зображено мікроструктуру твердого сплаву T15K6.

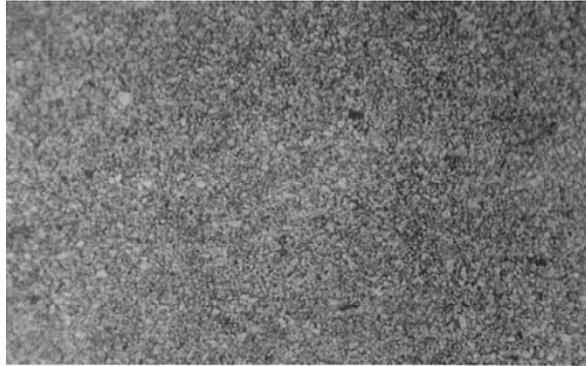


Рис. 4. Мікроструктура твердого сплаву T15K6, x400

У крупнозернистих карбідів межа міцності на вигин вища, але на твердість – нижча. Однак підвищення вмісту кобальту понад 15% порушує суцільний каркас із зерен карбиду і різко знижує межу міцності на вигин.

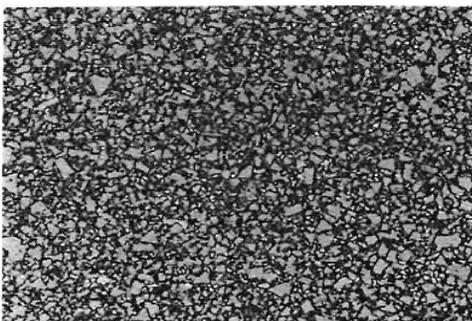
У разі зменшення вмісту кобальту і застосування дрібнозернистих карбідів, які краще розчиняються в кобальті, в'язкість та межа міцності на вигин знижуються, але твердість і зносостійкість збільшуються.

Питома вага сплаву характеризує його ступінь пористості. Висока теплопровідність сприяє відведенню тепла від різальної кромки і збільшує стійкість інструмента.

Мікроструктура титановольфрамкобальтового сплаву T15K6 складається із трьох фаз (Рис. 5, 6):

- світлі плоскі багатогранники в перетині шліфа являють собою карбід вольфраму;
- сіра кругляста структурна фаза – твердий розчин TiC – WC;
- темна проміжна речовина – зв'язувальна речовина Co.

Чим дрібніше і рівномірніше розподілені світлі зерна фази WC, тим кращі різальні властивості й міцність твердого сплаву T15K6. Гарним різальним властивостям сплаву відповідає мікроструктура із середніх або крупних зерен титанової фази.

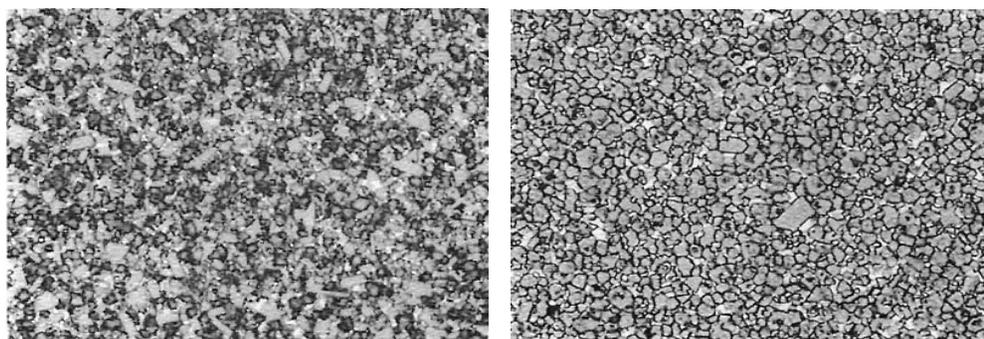


94WC-2(Ta,Nb,Ti)C-4Co



75WC-25Co

Рис. 5. Структура сплаву зі збільшенням вмісту кобальту, x1500



82WC-11(Ta,Nb,Ti)C-6.5Co

60WC-11(Ta,Nb,Ti)C-9Co

**Рис. 6. Структура сплаву зі збільшенням вмісту кобальту і зменшенням карбиду вольфраму,  $\times 1500$**

З даної мікроструктури видно, що світлі зерна карбиду вольфраму мають достатньо малі розміри й рівномірно розподілені. Титанова фаза має середній розмір зерна. Отже, дана пластина має гарні різальні властивості й твердість. Пористість виробу складає приблизно до 3%, що є допустимим значенням.

**Висновки.** У даній роботі розглянуто інструментальні матеріали: швидкорізальні сталі, керамічні матеріали і тверді сплави та досліджено хімічний склад і механічні властивості твердих сплавів.

Запропоновано виготовлення прямого прохідного різця з різальною пластинкою із твердого сплаву T15K6.

Обрано метод прокату як більш технологічний і економічний для виготовлення корпусу інструмента.

Матеріал робочої частини (твердий сплав T15K6) обрано з урахуванням умов роботи інструмента і забезпечення необхідних властивостей.

Крім того, обрано метод напайки для з'єднання різальної частини з корпусом прямого прохідного різця.

У науковій частині проведено дослідження впливу різноманітних домішок, а саме N, O<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>, C, Si на механічні властивості титану, що входить до складу твердого сплаву.

Обрано також масив експериментальних даних для оптимізації і стабілізації хімічного складу і механічних властивостей твердого сплаву за допомогою методу кореляційно-регресійного аналізу нелінійної множинної кореляції з графічною табуляцією моделі за двома факторами.

Проведено аналіз макро- і мікроструктури пластин. Виявлено мікропори у всьому об'ємі, пористість виробу складає приблизно до 3%, що не впливає на різальні властивості твердого сплаву. Мікроструктура свідчить, що зерна карбиду вольфраму й титанової фази рівномірно розподілені у всьому об'ємі і мають дрібні та середні розміри від 3 до 5 мкм, що сприяє забезпеченню високих механічних та експлуатаційних властивостей, тому дані пластини придатні до використання.

### Бібліографічні посилання

1. **Бабич, Б. Н.** Металлические порошки и порошковые материалы [Текст]: справочник / Б. Н. Бабич, Е. В. Вершинина, В. А. Глебов. – М.: ЭКОМЕТ, 2005. – 520 с.
2. **Большаков, В. И.** Технология термической обработки и комбинированной обработки металла продукции / В. И. Большаков. – Днепропетровск, 2002. – 387 с.
3. **Федорченко, И. М.** Свойства порошков металлов тугоплавких соединений и спеченных материалов [Текст]: информ. справ. / И. М. Федорченко – К.: Наук. думка, 1980. – 286 с.

4. **Подгорков, В. В.** Резание металлов [Текст] / В. В. Подгорков. – Иваново, 2000. – 87 с.
5. **Калинина, Н. Е.** Специальные сплавы с особыми свойствами для авиа- и ракетостроения [Текст]: учеб. пособие / Н. Е. Калинина, В. Т. Калинин, Т. В. Носова, С. И. Мамчур, М. В. Грекова. – Д: ДНУ, 2014. – 120 с.
6. **Щелокова, І. В.** Вплив пористості на властивості матеріалів [Текст] / І. В. Щелокова, Т. М. Ніколайчук, С. І. Мамчур, Т. В. Носова // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Сер. Ракетно-космічна техніка.–2013. – Т. 21. – №4. – С. 208 – 212.
7. **Щелокова, І. В.** Обґрунтування вибору марки сталі для виготовлення робочої частини різального інструмента [Текст] / І. В. Щелокова, Т. М. Ніколайчук, С. І. Мамчур, Т. В. Носова // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. Сер. Ракетно-космічна техніка. – 2014. – Т. 22. – № 4. – С. 16 – 24.

*Надійшла до редколегії 20.05.2015*

УДК 669.295.04

**Т. В. Носова, С. І. Мамчур, А. В. Луговська**

*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

## **РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЦЕСУ ВИГОТОВЛЕННЯ ТЕПЛОІЗОЛЯЦІЇ ТРИШАРОВОЇ КОНСТРУКЦІЇ ДЛЯ ГОЛОВНОГО ОБТІЧНИКА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА**

**Доведено, що теплоізоляція є необхідний елемент не тільки в ракетобудівній, а й інших галузях народного господарства. Подано характеристики теплоізоляційних матеріалів на композитах, які забезпечують необхідний ступінь теплового захисту за значного зниження маси конструкції.**

*Ключові слова:* підобтічна порожнина, теплоізоляційні матеріали, композитні матеріали.

**Доказано, что теплоизоляция является необходимым элементом не только ракетостроительной отрасли, но и других отраслей народного хозяйства. Даны характеристики теплоизоляционных материалов на композитах, обеспечивающих необходимую степень тепловой защиты при значительном снижении массы конструкции.**

*Ключевые слова:* подобтекаемая полость, теплоизоляционные материалы, композитные материалы.

**Thermal insulation is an essential element not only rocket bulding industry, but also other sectors of the economy. There is widespread the thermal insulation materials based on composite materials, which provide the necessary degree of thermal protection while greatly reduction structure mass.**

*Key words:* under-streamlined space, termal insulation , composite materials.

**Вступ.** Композитні матеріали на даний час застосовують у багатьох галузях. Крім авіаційно-космічної, ракетної, суднобудівної і інших спеціальних галузей техніки, композиційні матеріали можуть бути успішно застосовані в енергетичному турбобудуванні, в автомобільній промисловості – для виготовлення деталей двигунів і кузовів автомашин, у машинобудуванні – для корпусів і деталей машин, у хімічній промисловості – для виробництва посудин для зберігання і перевезення нафтопродуктів та ін. Багато композиційних матеріалів (КМ) перевершують традиційні матеріали і сплави за своїми механічними властивостями. Одним із видів композиційних матеріалів є стільниковий заповнювач (СЗ). СЗ виготовля-

ють із паперу, алюмінієвої фольги, полімерного паперу «Nomex» і склотканини. Його широко застосовують у ракетно- і літакобудуванні та будівництві.

На сьогодні в результаті застосування полімерних композиційних матеріалів масу ракет і космічних апаратів було зменшено на 20 – 30 % порівняно з металевими аналогами. Із ПКМ виготовляють: корпуси, перехідники, приладові й хвостові відсіки, транспортно-пускові контейнери, обтічники. Під час виготовлення космічних апаратів застосовують стільникові конструкції для створення панелей сонячних батарей. Стільники виготовляють на основі алюмінієвої фольги з обшивкою із вуглепластику.

**Постановка задачі.** Тришарова конструкція є теплоізоляцією підобтічного простору головного обтічника (ГО). За рахунок тертя об повітря відбувається так зване аеродинамічне нагрівання. Для захисту корисного навантаження від нагрівання обтічник повинен із середини мати теплоізоляцію.

ГО призначений для зниження аеродинамічного опору на активній ділянці польоту ракети. Зовнішній теплоізолюваний шар порівняно тонкий – 2–3 мм. Крім того, температура в підобтічному просторі повинна бути на рівні 20°C.

Робочі умови головного обтічника: кілька сотень градусів і кілька десятків секунд. За таких умов нетривалий період може працювати алюмінієвий сплав АМг6. Із урахуванням високої теплопровідності алюмінієвого сплаву основну функцію захисту корисного навантаження виконує внутрішня теплоізоляція. Оскільки обтічник розташований на основній ступені ракетоносія (РН), то до його конструкції висувають жорсткі вимоги щодо мінімізації маси. Крім того, матеріал теплоізоляції не повинен забруднювати підобтічний простір. Нижче наведено повітряні характеристики варіантів головного обтічника (таблиця).

**Повітряні характеристики варіантів ГО**

Критерій порівняння	Варіант 1 Н=40мм, СЗ АМг6-2Н ТІЕ	Варіант 2 Н=60мм, Скло- стільники	Варіант 3 Н= 60мм, ПП	Варіант 4 Н=40мм, ПП, ТІЕ	Варіант 5 Н=40мм, ПП
Маса ГО (клейове з'єднання панелі), кг	2590	2592	2680	2998	2711
Кільцева згинальна жорсткість оболонки ГО, %	46	100	100	58	58
Забезпечення чистоти внутрішньої поверхні	Гірше	Краще	Краще	Гірше	Краще
Складність конструкції (наявність ТІЕ і елементів його закріплення)	Складніша	Простіша	Простіша	Складніша	Простіша
Термічний опір оболонки ГО (не менше), м <sup>2</sup> ·град/Вт	0.531	0.580	0.739	0.836	-0.500
Будівельна висота, мм	85	85	85	85	65

*Примітка:* ПП – полімерний напір;

ТІЕ – теплоізоляційний екран; Н – висота силової оболонки.

Технологічний процес виготовлення внутрішньої теплоізоляції головного обтічника РН складається з таких операцій: підготовка матеріалів до просочення; просочення зв'язувальним матеріалом склотканини; підготовка оснащення; викладання заготовок фольгованого склотекстоліту; полімеризація заготовок;

збирання-склеювання деталей теплоізоляції; розмітка та свердління отворів у деталях; контроль якості виготовлення.

У процесі вибору матеріалів випробувано два теплостійкі з'єднувачі АФ-10 і ЕДТ-10. Епоксидний з'єднувач ЕДТ-10 порівняно з АФ-10 має підвищену адгезію до фольги і більш технологічний у разі переробки. У подальшій експериментальній обробці застосовано з'єднувач ЕДТ-10.

На рисунку наведено схему конструкції тришарової теплоізоляції.

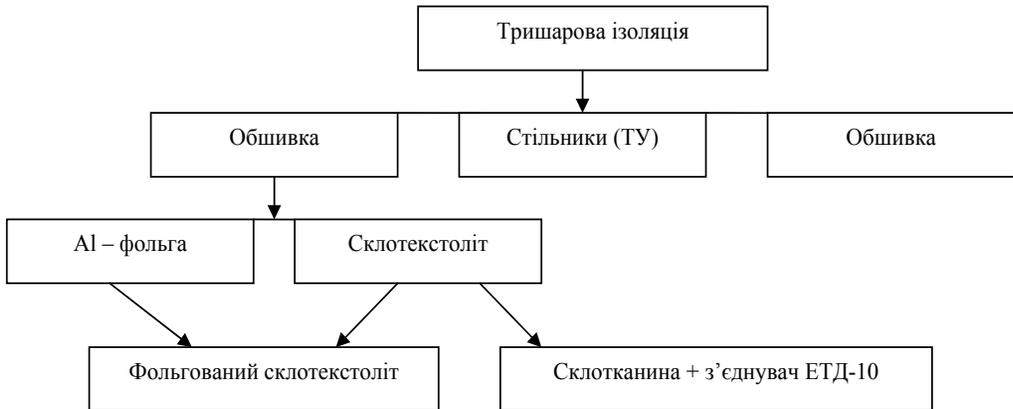


Схема конструкції тришарової ізоляції

Під час аналізу методики неруйнівного контролю якості непоклеїв обшивок до стільникового заповнювача було застосовано акустичний, тепловізійний та голографічний методи контролю.

**Висновки.** У результаті виконаної роботи можна зробити такі висновки: обрано теплоізоляцію підобтічного простору ГО із застосуванням ПКМ як найбільш перспективного, застосовного в ракетно-космічній техніці й інших промислових галузях; передбачено застосування конструкції силової оболонки з більшою товщиною пакета, яка має значну кільцеву жорсткість, необхідну для надійної роботи; проведено порівняльні характеристики фізико-механічних властивостей ПКМ для виготовлення теплоізоляції; розглянуто вимоги щодо теплоізоляційних покриттів; зроблено розрахунок теплового потоку для виготовлення тришарової конструкції; детально розглянуто з'єднувач, застосований у процесі виготовлення склотканини; обґрунтовано вибір матеріалу для тришарової конструкції теплоізоляції ГО; подано схему конструкції тришарової теплоізоляції.

#### Бібліографічні посилання

1. **Бурцев, В. М.** Технология машиностроения [Текст]: в 2 т. / В. М. Бурцев [и др.] – 2-е изд. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2001. – Т. 1: Основы технологии машиностроения. – 564 с.
2. **Гольдштейн, М. И.** Специальные стали [Текст] / М. И. Гольдштейн, С. В. Грачев, Ю. Т. Векслер. – М.: Металлургия, 1985. – 408 с.
3. Основы технологии машиностроения [Текст]: учеб. для вузов / В. М. Кован [и др.]. – 3-е изд. – М.: Машиностроение, 1977. – 336 с.

*Надійшла до редколегії 12.03.2015*

УДК 621.89:539.21

**В. Е. Олишевская, К. М. Басс, Г. С. Олишевский, О. Б. Гололобов**

*Государственное высшее учебное заведение  
«Национальный горный университет», г. Днепрпетровск*

## **СОСТАВ НАНОПРИСАДОК К АВТОМОБИЛЬНЫМ СМАЗЫВАЮЩИМ МАТЕРИАЛАМ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ПРОЦЕССЫ ТРЕНИЯ И ИЗНОСА ДЕТАЛЕЙ МАШИН**

**Проведен обзор наиболее важных теоретических исследований и практических достижений в создании наноприсадок к автомобильным смазочным материалам, проанализировано влияние наноприсадок на процессы трения и износа поверхностей трибосопряжений и технико-экономические характеристики машин.**

*Ключевые слова:* наноприсадки, антифрикционные свойства наноприсадок, трение, износ, безразборный сервис.

**Розглянуто найважливіші теоретичні дослідження і практичні досягнення у створенні наноприсадок до автомобільних мастильних матеріалів, проаналізовано вплив наноприсадок на процеси тертя і спрацьовування поверхонь трибосполучень і техніко-економічні характеристики машин.**

*Ключові слова:* наноприсадки, антифрикційні властивості наноприсадок, тертя, спрацьовування, безрозбірний сервіс.

**The review of the most essential theoretical researches and practical achievements in creation of nanoadditives to motor-car lubricating materials is conducted. Influence of nanoadditives on the processes of friction and wear of tribointerfaces and technical and economic characteristics of machines is considered.**

*Key words:* nanoadditives, antifriction properties of nanoadditives, friction, wear, service without dismantling and assembling operations.

**Введение.** Вся история становления и развития человечества неразрывно связана с созданием материалов и технологий их обработки. Целые эпохи получили свое название по наименованию наиболее передовой технологии: «каменный век», «бронзовый век», «век книгопечатания». Возможно, XXI в. будут называть веком наноматериалов.

Интересно, что человечество с давних времен использовало наноматериалы. Именно наличием наночастиц можно объяснить самые невероятные свойства материалов, изготавливаемых несколько веков назад и порой недоступных современной науке. Например, рубиновый цвет стекла получали введением наночастиц золота в стеклянную матрицу, а декоративная глазурь с глянцем, характерная для средневековой гончарной посуды, содержала сферические металлические наночастицы, придающие ей специфические оптические свойства.

Сегодня большие успехи достигнуты в создании конструкционных и инструментальных, металлических и полимерных наноматериалов и их композиций. Наноматериалы находят применение в технике и различных отраслях промышленности, но наиболее широко их применяют на автомобильном транспорте.

Стремительное развитие науки и технологий автомобильного транспорта приводит к усложнению конструкции двигателей, повышению их мощности и ужесточению условий эксплуатации автомобилей. Надежность и долговечность современных автомобилей существенно снижается в результате износа их узлов в процессе трения. Значение проблемы износа и ее масштабы характеризуют следующие цифры: затраты на преодоление трения поглощают до 40 % вырабатываемой в мире энергии; из-за износа узлов трибосопряжений про-

исходит 80...90 % отказов машин; в ремонтных работах, которые плохо поддаются механизации и автоматизации, занята примерно десятая часть рабочей силы высокой квалификации; в масштабах страны потери средств в машиностроении вследствие износа деталей машин достигают 5 % от национального дохода; доля загрязнения воздуха автомобильным транспортом составляет около 70 % [4].

Одним из перспективных направлений в решении актуальной и важной проблемы уменьшения износа деталей машин в процессе трения является введение в смазочные материалы наноприсадок. Однако мощным сдерживающим фактором развития наноматериалов является ограниченность ресурсов, характерная не только для Украины, но и для других стран мира. Кроме того, подготовка высококвалифицированных специалистов, конкурентноспособных на рынке труда, требует изучения новых прогрессивных нанотехнологий и наноматериалов. При этом возникает острая необходимость в современной научной и методической литературе. К сожалению, научных публикаций и учебных пособий, касающихся строения и свойств наноматериалов, применяемых на автомобильном транспорте, недостаточно. В этом контексте проведенный авторами обзор следует считать актуальным и полезным для студентов, аспирантов и молодых специалистов.

В данной работе рассмотрены находящиеся на этапе исследований или уже реально применяемые наноприсадки к автомобильным маслам.

**Постановка задачи.** Целью исследования является обзор наиболее важных исследований и достижений по созданию наноприсадок для автомобильных смазочных материалов и анализ их влияния на эксплуатационные и экологические показатели автомобилей.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- сбор информации о наноприсадках к смазочным материалам;
- анализ, структурирование собранной информации и представление ее в виде, доступном для понимания студентами;
- составление современных требований к смазочным материалам с учетом международных стандартов;
- анализ состава и эксплуатационных свойств наноприсадок к смазочным материалам;
- оценка экологических свойств наноприсадок к смазочным материалам;
- разработка рекомендаций по применению смазочных материалов с наноприсадками.

**Связь работы с научными и учебными планами кафедры автомобилей и автомобильного хозяйства.** Исследовательская работа выполнена в соответствии с учебной программой «бакалавр» по направлению подготовки «Автомобильный транспорт».

**Основной материал.** При современных скоростях и нагрузках узлы сопряжения двигателя и трансмиссии разрушались бы без смазывания в течение нескольких секунд из-за задигов, заклинивания или расплавления и сваривания деталей вследствие выделения большого количества теплоты [2; 4]. Поэтому к смазочным материалам предъявляют высокие требования. Современные смазочные материалы с наноприсадками должны обеспечивать: снижение коэффициента трения в трибосопряжениях; защиту поверхностей деталей от износа; уменьшение потерь энергии на трение; защиту деталей от коррозии; очистку от продуктов износа; охлаждение трибоузлов; компенсацию износа трущихся деталей двигателя и трансмиссии; уменьшение вредного воздействия на окружающую среду и соответствие экологическим стандартам (Евро-3, Евро-4 и Евро-5).

Принадлежность разработанных присадок к наноматериалам подтверждается следующими признаками:

- присадки имеют в своем составе наноразмерные частицы – частицы, имеющие протяженность хотя бы в одном направлении не более 100 нм (например,

сферические частицы – фуллерены, волокна политетрафторэтилена (ПТФЭ)) и проявляющие новые свойства;

- компоненты присадок, полученные с помощью нанотехнологий;
- формирование на поверхностях трения наноструктурированных защитных покрытий [2].

Сегодня не существует устоявшейся классификации наноприсадок к автомобильным маслам. В результате обзора отечественных и зарубежных исследований можно так классифицировать наноприсадки по назначению:

- противоизносные и противозадирные;
- вязкостные;
- депрессорные;
- антиокислительные;
- противокоррозионные;
- противопенные;
- моющие;
- восстанавливающие поверхности трения в процессе безразборного сервиса.

Особое значение имеют смазочные материалы с наноприсадками, применяемые при безразборном ремонте и восстановлении трибосопряжений.

Наноприсадки для безразборного сервиса – это многофункциональные наноприсадки в масла для восстановления изношенных металлических поверхностей трения деталей и узлов автомобиля и увеличения моторесурса деталей автомобиля. Наноприсадки предотвращают образование задиров, сокращают износ и шум, а также помогают предотвратить точечное выкрашивание в случае использования в маслах для промышленных трансмиссий.

Безразборный сервис (Smart self Technology) – это новое направление в технологии ремонта автомобилей, которое представляет собой комплекс работ по техническому обслуживанию и текущему ремонту узлов и механизмов без проведения разборочно-сборочных работ с применением новых смазочных материалов с наноприсадками [1].

Безразборный сервис включает ресурсосберегающие технологии обкатки (приработки), диагностики, профилактики, восстановления агрегатов и узлов техники в процессе их непрерывной эксплуатации.

Теоретическую основу технологий безразборного сервиса узлов и механизмов составляют научные открытия И. Р. Пригожина (теория диссипативных структур), Д. Н. Гаркунова и И. В. Крагельского (явление избирательного переноса при трении, эффект безызносности), П. А. Ребиндера (эффект пластификации поверхностей трения в присутствии поверхностно-активных веществ), А. А. Силина, Е. А. Духовского, В. Л. Тальрозе (эффект аномально низкого трения твердых тел) [3]. В результате проведенных исследований было установлено, что основной причиной трения является адгезионный эффект, сконцентрированный в тончайшем поверхностном слое толщиной 1,0 нм.

По составу все современные наноприсадки для безразборного сервиса можно разделить на 5 групп (Рис. 1).

Наноприсадки на основе нанопорошков пластичных металлов содержат Cu, Al, Sn, Zn, Pb и образуют металлоплакирующие (фр. Plaque – покрывать) покрытия. В литературе такие присадки называют металлоплакирующими материалами, реметаллизантами или металлизантами. Механизм действия реметаллизантов заключается в металлоплакировании трущихся поверхностей в результате осаждения металлических компонентов, входящих в состав реметаллизантов во взвешенном или ионном виде. При этом частично восстанавливаются микродефекты, снижается коэффициент трения, значительно повышается износостойкость плакированных поверхностей (в некоторых случаях в сотни раз). Металлоплакирующие композиции разделяются на порошковые и ионные. Основным ком-

понентом порошковых препаратов являются ультрадисперсные (наноразмерные) порошки, а ионных – полностью маслорастворимые соли пластичных металлов, органические кислоты, мыла жирных и нафтеновых кислот, жирные амиды, эфиры жирных кислот и спиртов, а также глицерин.

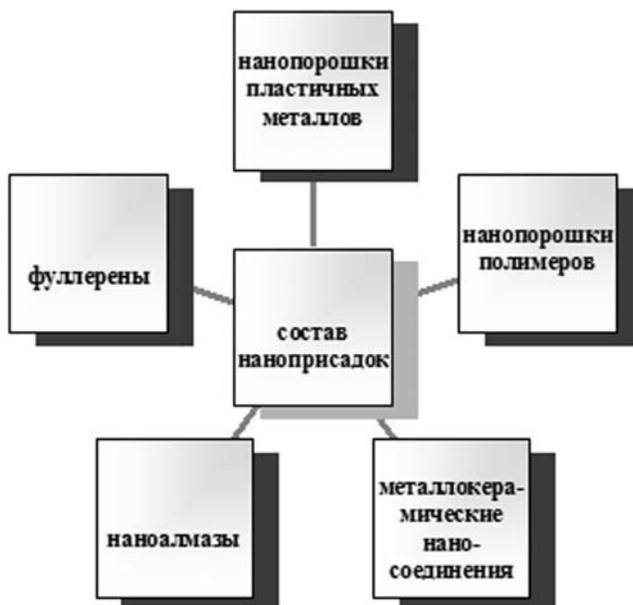


Рис. 1. Классификация наноприсадок по составу

Наноприсадки на основе наноразмерных порошков полимеров могут содержать политетрафторэтилен (тефлон), перфторполиэфир карбоновой кислоты, фторопласт-4, перфторпропиленоксид. В литературе присадки называют полимерсодержащими материалами или тефлоновыми препаратами. По данным изготовителей наноприсадок, в процессе обработки узлов трения поверхности деталей покрываются политетрафторэтиленом, что заменяет трение металла об металл трением полимера об полимер. Приводимые в рекламных буклетах данные указывают на возможность увеличения сроков службы техники, снижения расхода топлива и смазочных материалов.

Наноприсадки на основе металлокерамических наносоединений содержат наноразмерные комплексы природных и синтетических металлокерамических соединений, редкоземельных нанокатализаторов и графита. В литературе наноприсадки имеют разные названия: металлокерамические материалы для восстановления деталей автомобилей, геомодификаторы или геоактиваторы, ремонтно-восстановительные составы (РВС-технологии) или ревитализанты. Восстановление и упрочнение подвижных соединений наноприсадками на основе металлокерамических наносоединений осуществляется за счет формирования на поверхностях трения структур повышенной прочности, подавления процессов водородного изнашивания и охрупчивания металла, повышения термодинамической устойчивости системы «поверхность трения – смазочный материал». Поверхностно-активные вещества (ПАВ), входящие в состав композиции, после введения их в системы двигателя подготавливают поверхности трения химически (катализ) и физически (суперфиниш), очищая от нагара, оксидов и отложений. Попадая на поверхности трения вместе с маслом или в составе пластичной смазки, ПАВ инициируют процесс формирования металлокерамического покрытия с высокой износостойкостью и малым коэффициентом трения.

Наноприсадки на основе наноалмазов содержат частицы алмазов, объединенные в агрегаты размером до 100 нм (Рис. 2). Наноалмазы получают путем детонации углеродосодержащих взрывчатых веществ в инертной атмосфере. Алмазосодержащие смазочные композиции обладают высокими антифрикционными, противоизносными и противозадирными свойствами, наряду с высокой коллоидной стабильностью. Поэтому наноприсадки на основе наноалмазов применяют для повышения износостойкости и коррозионной стойкости поверхностей трения. Содержание наночастиц в рабочей среде в малых количествах (0,01 – 0,003 %) обеспечивает мягкую безабразивную приработку деталей двигателей и трансмиссий. Препараты на основе наноалмазов изменяют реологические свойства масла и реализуют безабразивную трибохимическую приработку не за счет скалывания и разрушения микрошероховатостей поверхностей трения, а посредством пластифицирования, деформирования (вдавливания) и наклепа микровыступов шероховатости поверхности. В процессе обкатки применение наноприсадок обеспечивает экономию топлива до 8 % и моторного масла до 10 %.



Рис. 2. Наноалмазы

Наноприсадки на основе фуллеренов содержат фуллерены (англ. Fullerene) – молекулярные формы углерода с возможным количеством атомов от 20 до 940, расположенных в вершинах многоугольников, образующих сферу.

В 1966 г. Джонс предположил, что углерод может образовывать не только плоские, но и криволинейные поверхности. В 1970 г. японский исследователь Осава теоретически построил молекулу  $C_{60}$ , а расчеты, проведенные учеными Бочваром и Гальперном в 1973 г., показали, что подобная структура углерода имеет закрытую электронную оболочку и высокую энергию стабилизации. Такие структуры получили название фуллеренов по фамилии американского архитектора – авангардиста, философа, поэта и инженера Ричарда Бакминстера Фуллера (Richard Buckminster Fuller), который в 1895 г. впервые применил принцип построения сферы из многоугольников при конструировании куполообразных крыш больших площадей. В 80-х гг. XX в. линии этой молекулы были обнаружены в кометах, а создание в 1990 г. Кречмером и Хафлером эффективной технологии привело к настоящей гонке по синтезу и выделению сферических структур углерода. Поскольку способы получения фуллеренов основаны на термическом разрушении графита, то сфера молекул должна быть выложена шестиугольниками. Однако согласно правилу Л. Эйлера нельзя составить замкнутый многоугольник только из шестиугольников, следовательно, в структуре фуллеренов должны быть и пятиугольники (Рис. 3).

Наличие фуллеренов в присадках к смазочным материалам инициирует на поверхностях трения образование защитной фуллерено-полимерной пленки толщиной 100 нм. Образованная пленка защищает поверхности деталей машин от

термической и окислительной деструкции, увеличивает срок эксплуатации узлов трения в аварийных ситуациях в 3 – 8 раз, несущую способность узлов трения – в 2 – 3 раза, расширяет рабочий интервал давлений узлов трения в 1,5 – 2 раза.

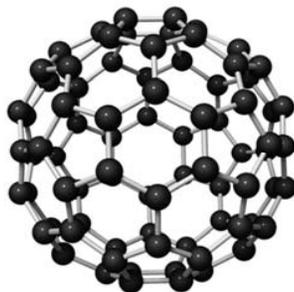


Рис. 3. Схема строения фуллера

Сегодня на разработку наноматериалов направлены основные усилия таких всемирно известных компаний, как «Mobil», «Shell», «Castrol», «British Petroleum», «Neste», «Comma», «Total» и др.

Одной из первых наноприсадок является препарат Energy Release (Рис. 4, а), разработанный американской компанией «Entech Corp» для турбин реактивных двигателей, узлов и механизмов, работающих в тяжелых условиях, в которых смазочные материалы не обеспечивают требуемый уровень смазочных свойств. В настоящее время препарат производится фирмой «Energy Release Products Corp». [2]. По данным Центра лазерной технологии при Институте общей физики на поверхностях трибосопряжений, обработанных этой наноприсадкой, образуется пленка толщиной 250 Å, на поверхности которой устанавливается динамическое равновесие между атомами железа самой пленки и переходными комплексами продукта Energy Release в составе моторного масла. В результате обработки процесс трения происходит по замкнутому циклу: износ – восстановление трибоповерхностей. Обработка наноприсадкой Energy Release двигателя автомобиля уменьшает шероховатости поверхностей деталей до 0,01 мкм и износ деталей двигателя в 5 раз. Недостатком препарата Energy Release является возможность его осаждения на днище поршней и других деталях при длительном отсутствии эксплуатации. Осаждение препарата может быть вызвано концентрацией препарата в масле – около 6 %, а также отличием состава примесей в отечественных и европейских маслах от американских масел.

Препарат Super Dura Lube, разработанный в США в лаборатории NASA для турбин реактивных двигателей, узлов и механизмов, работающих в тяжелых условиях, содержит синтетические материалы и ПАВ. Обработка препаратом трущихся поверхностей узлов и механизмов приводит к образованию на них защитного слоя толщиной 20–40 нм, стойкого к высоким нагрузкам и обладающего антифрикционными свойствами. По рекомендациям производителя одна обработка препаратом Super Dura Lube рассчитана на 1000 км пробега автомобиля.

Широкое практическое применение нашли американские препараты Traitement Pour Moteurs, производства компании «STP Corp» и Micro X2, выпускаемый фирмой «Micro X2 Corporation». Препарат Traitement Pour Moteurs имеет в своем составе химическое соединение  $\text{Xe}_2$ , которое представляет собой композицию противоизносных, антиокислительных и антикоррозионных наноприсадок [2]. Добавка препаратов в моторные масла позволяет увеличить срок эксплуатации двигателя автомобиля в 2–3 раза.

Наноприсадки применяются в смазочных материалах для трансмиссий, элементов подвесок и рулевого управления автомобилей. Широкое применение нашли высокоэффективное литиевое масло Hi-Speed Litium (G 100), предназна-

ченное для смазывания колесных подшипников, и термостойкое синтетическое масло Hi-Temp Synthetic Complex (G 200) для деталей трибосопряжений, работающих при высоких нагрузках и температурах.



**Рис. 4. Примеры торговых марок наноприсадок к автомобильным маслам:**

*a* – Energy Release; *б* – Fenom Nanodiamond Green Run; *в* – Fenom Nanoflush;  
*г* – Renom Engine Nanoguard; *д* – Renom Gear Nanoguard; *е* – NanoVit Motor Renovator

Конкуренцию данным препаратам составляют наноприсадки Fenom Nanodiamond Green Run (на основе наноалмазов), Fenom Old Chap (на основе наночастиц бентонита), Renom Engine Nanoguard (для моторных масел) и Renom Gear Nanoguard (для трансмиссионных масел), разработанные научно-производственной российско-американской компанией «LT – Лаборатория триботехнологии».

Наноприсадка Fenom Nanodiamond Green Run (Рис. 4, б) содержит наноалмазы диаметром до 6 нм и кластерный углерод. Обработка трибоповерхностей этим препаратом приводит к экономии топлива и масла, а также к снижению вредных выбросов в окружающую среду.

Наноприсадка Fenom Old Chap, созданная с применением золь-гель технологии, включает наноразмерные комплексы органических веществ, которые образуют на поверхностях трения защитные слои и увеличивают адгезию масла к металлу.

Наноприсадка Renom Engine Nanoguard (Рис. 4, г) содержит современные наноконпоненты NanoJell-C – смесь наноалмазов (диаметром 4 – 6 нм) и наночастиц политетрафторэтилена с повышенной поверхностной энергией, находящихся в масле в виде нанокapsул. При работе двигателя наноконпоненты образуют на металлических поверхностях устойчивую к истиранию при температурах до 500 °C пленку, которая равномерно заполняет все неровности на поверхности металла, снижая потери на трение и защищая поверхности трения от износа.

Наноприсадка Renom Gear Nanoguard (Рис. 4, д), повышающая ресурс и улучшающая эксплуатационные показатели агрегатов трансмиссии автомобиля, содержит современные наноконпоненты NanoJell-Mo (дисперсия наноалмазов, наночастиц политетрафторэтилена в сложных полиэфирах и молибденовых соединениях), которые формируют на поверхностях трения защитную наноструктурированную пленку, снижающую потери на трение и износ деталей трансмиссии.

Наноприсадка к маслам NanoVit Motor Renovator (Рис. 4, е) представляет собой нанодисперсные порошки размером 14 нм диоксида кремния SiO<sub>2</sub>, триоксида алю-

миния  $Al_2O_3$  и графита, которые вводятся в базовое моторное масло (например, SAE 10W-40) в концентрации 0,001 – 0,002 %. Исследования продукта в лаборатории TUV-Тюрингия показали, что он защищает двигатель от износа, обладает моющими свойствами, оптимизирует мощность двигателя, снижает выброс вредных веществ.

Фирма «LT – Лаборатория триботехнологии» разработала препарат на основе наноразмерных комплексов органосорбента, полученных по золь-гель-технологии из бентонитовых глин.

Выбор и применение наноприсадок к автомобильным маслам определяется техническим состоянием автомобиля. Необходимость того или иного воздействия оценивается на основании результатов технической диагностики. По результатам диагностирования назначаются профилактические препараты или препараты, обеспечивающие интенсивное воздействие на трущиеся соединения и агрегаты автомобиля.

При применении наноприсадок к автомобильным маслам необходимо помнить об их недостатках: возможной несовместимости с другими наноприсадками; высокой стоимости по сравнению с традиционными присадками; недостаточной изученности влияния наноприсадок на организм человека.

**Выводы.** Работа содержит результаты обзора наиболее важных исследований и практических результатов по созданию наноприсадок к автомобильным смазочным материалам.

Применение наноприсадок в смазочных материалах улучшает технические характеристики автомобилей: уменьшает коэффициент трения до значений 0,01 – 0,001; снижает скорость износа сопряженных деталей (например, скорость износа поршневых колец снижается в 3 раза, а вкладышей подшипников коленчатого вала – в 5 раз); уменьшает механические потери в двигателе на 20 – 30 %; повышает мощность двигателя; восстанавливает компрессию в цилиндрах; уменьшает расход топлива до 10 %; обеспечивает легкий пуск двигателя при минусовых температурах окружающей среды; увеличивает срок службы двигателя и трансмиссии в 2 раза; повышает маслоудерживающую способность трущихся поверхностей деталей машин; увеличивает срок службы масла в 2 раза; устраняет шум и вибрации в узлах трансмиссии; снижает токсичность выхлопа в 2–4 раза; улучшает моющие свойства масел.

Экономическая эффективность от применения смазочных материалов с наноприсадками складывается за счет следующих факторов: экономии запасных частей, сокращения затрат на устранение поломок, сокращения простоев автомобилей, повышения износостойкости трибосопряжений, повышения ресурса узлов и агрегатов машин, уменьшения потребления топливно-смазочных материалов, снижения себестоимости эксплуатации автомобилей.

Материалы работы могут быть использованы студентами, обучающимися по направлению подготовки «Автомобильный транспорт», при изучении дисциплины «Эксплуатационные материалы».

### Библиографические ссылки

1. Балабанов, В. И. Безразборный сервис автомобиля (обкатка, профилактика, очистка, тюнинг, восстановление) [Текст] / В. И. Балабанов. – М.: Известия, 2007. – 272 с.
2. Балабанов, В. И. Все о присадках и добавках для автомобилиста [Текст] / В. И. Балабанов. – М.: Эксмо, 2008. – 240 с.
3. Гаркунов, Д. Н. Износ и безыносность [Текст] / Д. Н. Гаркунов. – М.: Машиностроение, 2001. – 616 с.
4. Колесник, П. А. Материаловедение на автомобильном транспорте [Текст] / П. А. Колесник, В. С. Кланица. – М.: Академия, 2007. – 320 с.

*Надійшла до редколегії 28.05.2015*

УДК 621.577.004.18

Г. С. Олишевский, И. Г. Олишевский

*Государственное высшее учебное заведение  
«Национальный горный университет», г. Днепропетровск***ОБОСНОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕПЛОНАСОСНОГО  
ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ УТИЛИЗАЦИИ ТЕПЛОВЫХ ПОТЕРЬ В  
СИЛОВЫХ ТРАНСФОРМАТОРАХ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ**

Аналитически проанализированы различные схемы применения теплового насоса, использующего тепловую энергию мощных силовых трансформаторов, и обоснован выбор наиболее эффективных случаев.

*Ключевые слова:* теплофикация, тепловой насос, хладагент, коэффициент использования теплоты, экономия топлива, силовой трансформатор, микротурбина.

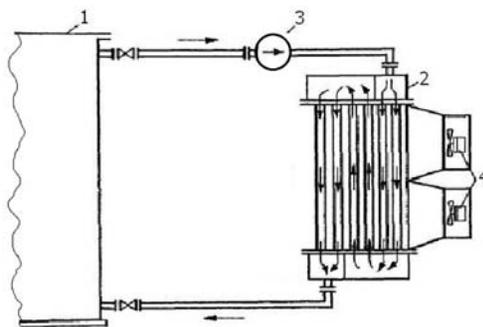
Аналітично проаналізовано різноманітні схеми застосування теплового насоса, що використовує теплову енергію потужних силових трансформаторів, і обґрунтовано вибір найбільш ефективних випадків.

*Ключові слова:* теплофікація, тепловий насос, холодоагент, коефіцієнт використання теплоты, економія палива, силовий трансформатор, мікротурбіна.

Different charts of application of thermal pump using thermal energy of powerful power transformers are analytically analysed, and the choice of the most effective cases is grounded.

*Key words:* introduction of a heating system, thermal pump, coldagent, coefficient of the use of warmth, fuel saving, power transformer, mykro turbine.

**Введение.** В современных условиях на крупных узловых подстанциях электроснабжения городов, горных обогатительных комбинатах, электросталеплавильных предприятиях применяются силовые трансформаторы высокой мощности. Во время работы данных трансформаторов часть трансформируемой электромагнитной энергии теряется и выделяется в виде тепловой энергии, достигающей значений в сотни киловатт. При этом обмотки трансформатора разогреваются до 90 °С и выше, что опасно для целостности изоляции и требует применения систем охлаждения различных типов и схем. Для мощных трансформаторов обычно используется масляная система охлаждения, которая отводит выделяющуюся теплоту с помощью специальных радиаторов в окружающую среду (Рис. 1).



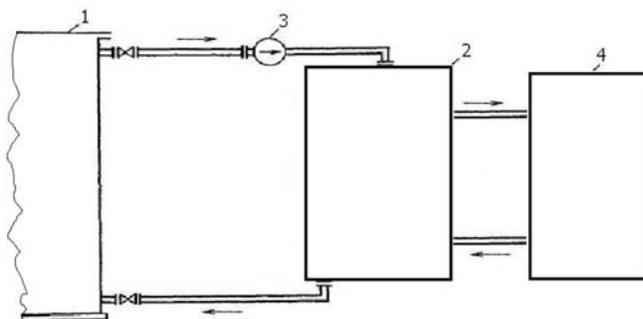
**Рис. 1.** Схема масляного охлаждения мощного трансформатора:

1 – бак трансформатора; 2 – теплообменник охладителя;

3 – масляный насос; 4 – вентиляторы охладителя

Это является нерациональным с точки зрения принятой в государстве стратегии энергосбережения.

Ранее на отдельных подстанциях средней мощности имели место случаи использования тепловой энергии силовых трансформаторов для нужд собственного отопления. Данные системы отопления могли быть масляного, водяного или воздушного типа [5]. Однако при этом применялся принцип непосредственной передачи тепла от масла, охлаждающего трансформатор, к теплоносителю. При этом температура теплоносителя в теплообменниках достигалась не более  $57^{\circ}\text{C}$ , что для системы отопления часто недостаточно, а также требовалось расположение теплового потребителя вблизи трансформатора, что также не всегда допустимо, особенно при высоких мощностях и напряжениях. Поэтому для повышения температуры теплового потока, отводимого от трансформатора, было решено проанализировать следующую схему полезного использования выделяемой теплоты с применением теплового насоса (Рис. 2).



**Рис. 2. Схема утилизации тепловых выделений силового трансформатора с применением теплового насоса:**

1 – бак трансформатора; 2 – тепловой насос; 3 – масляный насос;  
4 – потребитель тепловой энергии

Теплонасосное оборудование получает все более широкое применение в энергосистемах [1]. Как правило, тепловые насосы применяются для теплоснабжения и кондиционирования жилых и административных зданий. Тепловые насосы используют низкопотенциальные источники теплоты и тепловые потоки, выбрасываемые в окружающую среду на различных производствах и технологических процессах.

Принцип действия теплового насоса заключается в заборе теплоты от разных низкопотенциальных (низкотемпературных) источников энергии с последующей трансформацией в высокотемпературную тепловую энергию и передачу ее потребителю [4]. При этом затрачивается энергия на привод компрессора теплового насоса.

Таким образом, в качестве перспективного низкопотенциального источника теплоты может быть рассмотрено масло, охлаждающее силовой трансформатор. Теплота данного масла может быть использована с помощью теплового насоса для удовлетворения различных энергетических нужд потребителей. Поэтому проблема анализа и обоснования применения теплонасосного оборудования в тепловой схеме системы охлаждения мощных трансформаторов, исходя из условия рациональных значений показателей эффективности использования энергии, является важной и актуальной.

**Постановка задачи.** Задачей проведения исследования является анализ и обоснование применения теплонасосной установки в системе охлаждения силового трансформатора для различных энергетических потребителей с дальнейшей рекомендацией наиболее рационального варианта.

Было решено проанализировать возможности применения теплового насоса, использующего тепловую энергию мощного трансформатора для различных видов потребителей тепловой энергии. В качестве примера был взят силовой трансформатор ТДНМ – 160 МВА/330 кВ. Такие трансформаторы (Рис. 3) применяются на предприятии «Днепросталь».

В данном трансформаторе мощность отбора теплоты в среднем может составить 375 кВт при достижении температуры масла в баке до 90 °С и выше.

Были проанализированы следующие возможности использования тепловой энергии:

- в паровых микротурбинах для электрификационного и теплофикационного циклов;
- в установках отопления и горячего водоснабжения.



Рис. 3. Силовой трансформатор предприятия «Днепросталь»

Исходные данные для решения задачи:

- тепловой насос работает на хладагенте фреон-11;
- модель построена на холодильном цикле для данного хладагента в  $p, i$  – координатах [2];
- регулирование тепловой мощности осуществляется посредством изменения расхода хладагента через компрессор теплового насоса.

**Методы исследования.** Были применены методы анализа и численного моделирования, реализованные в приложениях пакета Mathcad Professional.

**Связь работы с научными и учебными программами кафедры.** Работа выполнена в соответствии с учебной программой подготовки бакалавров по направлению «Электротехника и электротехнологии».

**Результаты и их обсуждение.** С помощью разработанной авторами комплексной методики была оценена эффективность применения теплового насоса для ряда случаев.

Было исследовано применение микротурбины мощностью от 100 до 1000 кВт, являющейся характерным примером энергосберегающих технологий и позволяющей утилизировать избыточную тепловую энергию. С помощью данной технологии можно получить дополнительную электрическую и тепловую энергию для покрытия собственных нужд предприятия [3].

Анализ различных режимов работы паросиловой установки показал, что применение теплового насоса для получения пара с давлением 0,5 МПа и температурой 150 °С при производстве только электроэнергии (Рис. 4) не имеет смысла, так как затраты мощности на компрессор более чем в 2 раза превышают генерируемую электрическую мощность.

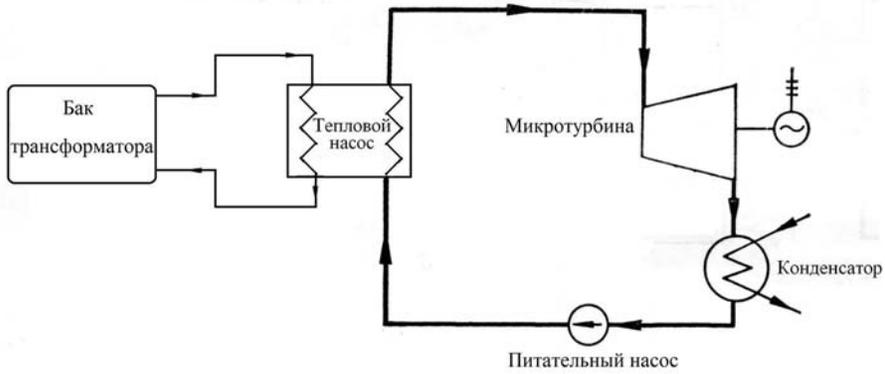


Рис. 4. Схема применения теплового насоса в электрификационном цикле

В свою очередь применение теплофикационного цикла (Рис. 5) также не является рациональным. Хотя коэффициент использования энергии при этом и достигает значения более 88 %, однако на получаемую электрическую энергию приходится не более 12 % (57,5 кВт), а затраты электрической мощности на компрессор теплового насоса превышают величину генерируемой мощности более чем в 3 раза (210,7 кВт).

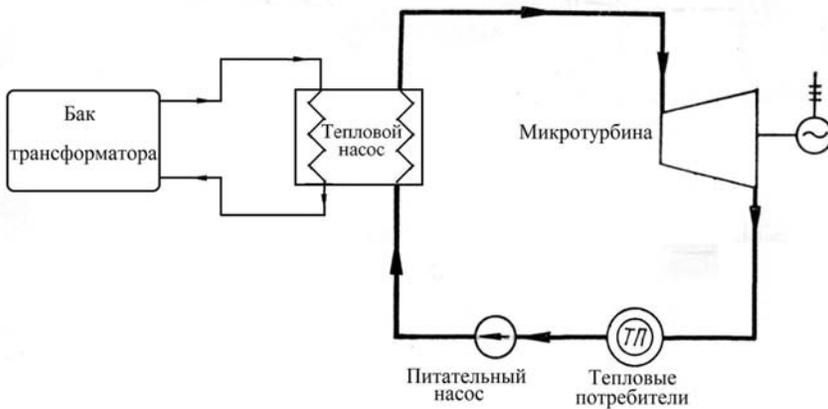


Рис. 5. Схема применения теплового насоса в теплофикационном цикле

Также было рассмотрено применение теплового насоса для предварительного подогрева воды в микропаротурбинной установке, работающей на природном топливе (Рис. 6). Для данных условий была определена рациональная температура предварительного подогрева воды в тепловом насосе перед котлом, равная 107 °С (Рис. 7) и соответствующая максимуму КПД. При этом генерируемая электрическая мощность достигла 987 кВт, затраты мощности в компрессоре – 50 кВт, экономия условного топлива по сравнению с только котельной установкой составила 358 т в год (что составляет 8 %), КПД увеличился на 2,2 %.

И наконец, была рассмотрена схема применения теплового насоса для отопления и горячего водоснабжения. В результате анализа определено, что применение теплового насоса позволяет получить тепловую мощность системы отопления и горячего водоснабжения, равную 406,8 кВт. При этом затраты электрической мощности на привод компрессора составят 37,5 кВт, что соответствует значению коэффициента преобразования энергии свыше 13. Это позволит уменьшить расход условного топлива более чем в 4 раза по сравнению с обычным котлом. Такая тепловая мощность дает возможность покрыть все собственные нужды предприятия в отоплении и горячем водоснабжении. Кроме того, данных трансформато-

ров на підприємстві по правилам експлуатації два, що дає додатковий резерв для системи теплоснабження.

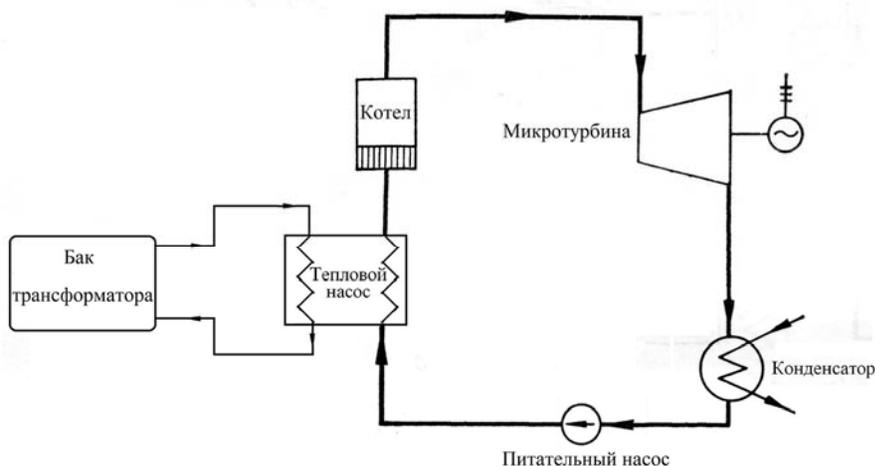


Рис. 6. Схема використання теплового насоса для попереднього підігріву питальної води в електрифікаційному циклі

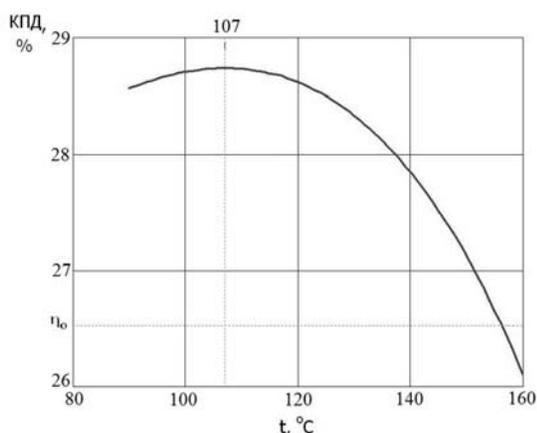


Рис. 7. Рациональна температура попереднього підігріву води

**Висновки.** Авторами була розроблена комплексна методика, що дозволяє дослідити ефективність використання теплового насоса, що використовує теплову енергію силового трансформатора, для різних варіантів енергетичних установок.

В результаті досліджень визначено, що найбільш раціональною схемою використання теплового насоса в системі утилізації теплових виделень силового трансформатора ТДНМ – 160 МВА/330 кВ є опалювальна схема, що має явні переваги щодо економії енергоресурсів і потребує порівняно з іншими схемами помітно менших капітальних і експлуатаційних витрат.

Комплексна методика враховує конкретні параметри силового трансформатора, паросилового і опалювального установок, характеристики хладагента, холодильного циклу і дозволяє складати рекомендації щодо можливості використання теплового насоса в різних схемах енергетичних установок.

Методика реалізується на загальнодоступному матобеспеченні (Mathcad Professional).

Матеріали статті можуть бути використані студентами при вивченні дисципліни «Енергосбереження в галузях промисловості» і дипломному проектуванні по ОКР «Спеціаліст» і «Магістр» по спеціальності «Енергетичний менеджмент».

### Библиографические ссылки

1. **Корчемний, М.** Енергозбереження в агропромисловому комплексі [Текст] / М. Корчемний, В. Федорейко, В. Щербань. – Тернопіль: Вид-во: Підручники і посібники, 2001. – 976 с.
2. **Олишевский, Г. С.** Обоснование применения теплонасосного оборудования для повышения эффективности конденсационных электростанций [Текст] / Г. С. Олишевский, В. Е. Олишевская, Д. А. Чернявина // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. – 2013. – № 4. – Т. 21. – С. 189 – 193.
3. **Разумний, Ю. Т.** Енергозбереження [Текст]: навч. посіб. / Ю. Т. Разумний, В. Т. Заїка, Ю. В. Степаненко. – Д.: Нац. гірн. ун-т, 2005. – 166 с.
4. **Рей, Д.** Тепловые насосы [Текст]: пер. с англ. / Д. Рей, Д. Макмайкл. – М.: Энергоиздат, 1982. – 224 с.
5. Теплотехника [Текст]: учебник / А. П. Баскаков [и др.]; под ред. А. П. Баскакова. – 2-е изд., перераб. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 224 с.

*Надійшла до редколегії 28.05.2015*

УДК 669.45+669.046.558

**С. А. Полишко**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

### ВЛИЯНИЕ УГЛЕРОДА И ХРОМА НА СВОЙСТВА СТАЛЕЙ

Рассмотрено влияние углерода и хрома на механические свойства хромистых сталей. Доказано, что отличие воздействия углерода и хрома на характеристики ударной вязкости обусловлено различным взаимодействием углерода и хрома на кристаллическую решетку железа. Углерод действовал как элемент внедрения, а хром – как элемент замещения. Установлено, что неконтролируемые примеси в сталях заметно изменяют их свойства.

*Ключевые слова:* хромистые стали, ударная вязкость, механические свойства, кристаллическая решетка.

Розглянуто вплив вуглецю та хрому на механічні властивості хромистих сталей. Доведено, що відмінність впливу вуглецю та хрому на характеристики ударної в'язкості обумовлена різною взаємодією вуглецю та хрому на кристалічну решітку заліза. Вуглець діяв як елемент впровадження, а хром – як елемент заміщення. Встановлено, що неконтрольовані домішки в сталях помітно змінюють їх властивості.

*Ключові слова:* хромисті сталі, ударна в'язкість, механічні властивості, кристалічна решітка.

This article discusses the effect of carbon and chromium on the mechanical properties of chromium steels. It was proved that the difference between the impact of carbon and chromium on the characteristics of toughness due to the different interactions of carbon and chromium on the iron lattice. Carbon acted as an element of the implementation and chrome – as an element of substitution. It had been established that the uncontrolled impurities in steels significantly alter their properties.

*Key words:* chromium steels, the toughness, mechanical properties, the crystal lattice.

© С. А. Полишко, 2015

Как известно, основным упрочнителем сталей является углерод. Однако все современные стали представляют собой многокомпонентные системы из-за постоянного применения деклассированных ломов [1]. При металлургической плавке вместе с отходами углеродистых сталей используются лома, среди которых – отходы нержавеющей сталей, хромосодержащих инструментальных, быстрорежущих сталей и др. Они привносят в обычную углеродистую сталь заметные количества хрома, никеля, цинка, меди, ванадия, молибдена и других цветных металлов. Их присутствие даже в небольших количествах микролегирует сталь, нерегламентированно изменяя ее состав, структуру, точки фазовых переходов. В связи с этим представляет интерес развитие данного научного направления по изучению взаимодействия элементов в многокомпонентных системах с применением метода регрессивно-корреляционного анализа, их влияния на механические и функциональные свойства. Этим, собственно, и определяется актуальность настоящей работы [2].

Объект исследования – взаимодействие содержания углерода и хрома в сталях.

Предметом исследования были закономерности изменения механических свойств сталей под влиянием хрома и углерода.

Работа проводилась в рамках выполнения госбюджетной темы ДНУ имени Олеся Гончара 1-305-15 «Розробка наукових основ підвищення функціональних властивостей металевих матеріалів шляхом комплексної обробки їх розплавів для виробів авіаційно-космічної техніки і транспорту».

Хром относится к числу важнейших легирующих элементов многих сплавов на основе железа, титана, алюминия, никеля, поскольку существенно повышает их коррозионную стойкость, жаропрочность, жаростойкость при достаточно высоком уровне механических свойств.

Так, наиболее распространенная во всех странах нержавеющая сталь типа X18N10T содержит 17 – 19 % хрома. В то же время стоимость хрома в 25 раз выше, чем железа, и поскольку в Украине нет производств по получению Cr, его импортируют из России. Поэтому необходимо, где возможно, заменять хром на другие менее дефицитные и дорогостоящие элементы. К тому же, поскольку хром попадает в разных количествах во все современные углеродистые стали из ломов, необходимо исследовать взаимодействие углерода и хрома при разных вариантах их соотношения.

На Рис. 1 представлено изменение предела прочности  $\sigma_b$  и предела текучести  $\sigma_T$  в зависимости от содержания углерода.

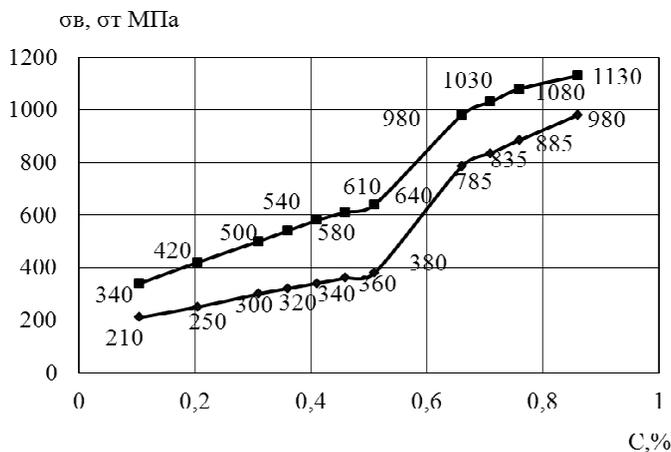


Рис. 1. Зависимость предела текучести и предела прочности от содержания углерода

В отличие от известных данных А. П. Гуляева [3], касающихся зависимости  $\sigma_b - C$  для углеродистых сталей, установленные в результате исследований закономерности имеют следующие особенности:

1)  $\sigma_b$  и  $\sigma_t$  возрастают нелинейно до 0,8 % С. В известном графике [3] от 0 до 0,8% С зависимость  $\sigma_b - C$  была линейной, выше 0,8% предел прочности снижался;

2) в исследованном графике излом кривой установлен при 0,5% содержания углерода. До этой концентрации зависимость  $\sigma_b - C$  была практически линейной. Выше 0,5% С предел прочности возрастал более замедленно, что связано с присутствием в реальной стали остаточного количества хрома, марганца, никеля, меди и др., которые попадают в нее из ломов;

3)  $\sigma_t$  изменялся аналогично зависимости  $\sigma_b - C$ , но с меньшими значениями;

4) отношение предела текучести к пределу прочности (Рис. 2), характеризующее деформируемость стали, до 0,5% С равно 0,6, то есть близко к оптимальному. При более высоких значениях содержания С (0,85%) оно увеличивается, достигая 0,87;

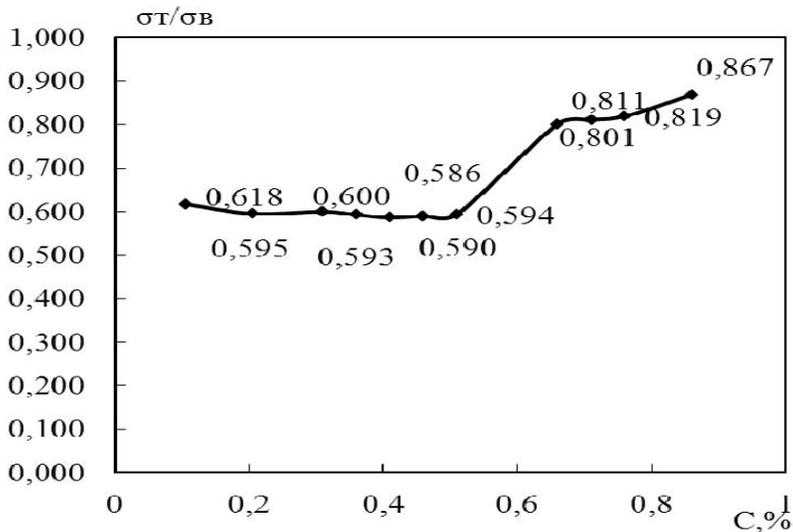


Рис. 2. Зависимость отношения характеристик механических свойств от концентрации углерода

5) абсолютные значения  $\sigma_t / \sigma_b$  для современных сталей, загрязненных нерегламентированными примесями, оказались выше по сравнению с данными А. П. Гуляева. Так, для 0,8% содержания углерода по его данным  $\sigma_b = 980$  МПа, в нашем же случае оно составляет 1105 МПа, то есть на 2,5 – 3% больше за счет влияния нерегламентированных примесей [1].

На Рис. 3 представлены результаты изменения характеристик пластичности.

Согласно данным [3], относительное удлинение хромистой стали уменьшается от  $\delta = 40\%$  до  $\delta = 8\%$  при увеличении концентрации углерода от 0,1 до 0,8%. В нашем же случае при таком же увеличении концентрации углерода относительное удлинение хромистой стали уменьшается от 30 до 8%.

Аналогично более резкое снижение относительного сужения для сталей, имеющих меньшее количество примесей, хотя конечные значения  $\psi$  для 0,8% содержания углерода практически такие же, как и в наших образцах (30%).

Изменения  $\psi$  и  $\delta$  для сталей, содержащих до 0,25% Сг, таковы:

1)  $\psi$  и  $\delta$  монотонно убывали при увеличении концентрации углерода;

2) разница между максимальными и минимальными значениями  $\psi$  в интервале концентраций углерода от 0 до 0,8% в исследуемых сталях составила 50%, что соответствует данным [1];

3) разница между максимальными и минимальными значениями  $\delta$  в интервале концентраций углерода от 0 до 0,8% в исследуемых сталях составила 73%, что практически соответствует данным [1].

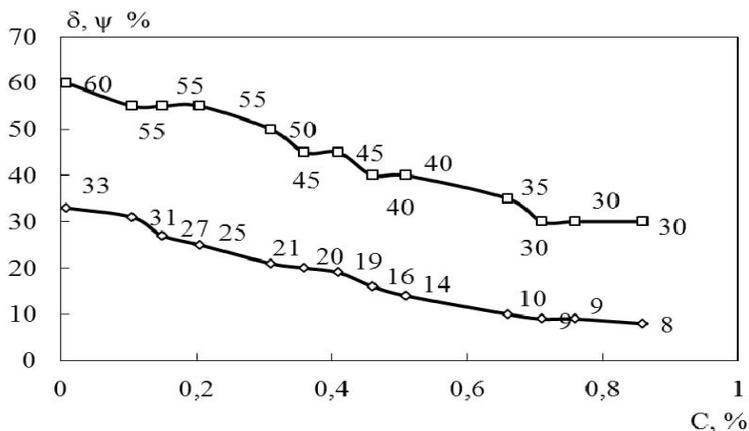


Рис. 3. Зависимость характеристик пластичности от содержания углерода

Таким образом, значения характеристик пластичности в графике [3] выше, чем в исследуемом графике (на 9% – относительное удлинение и на 14% – пластичность).

На Рис. 4 представлены данные изменения коэффициентов корреляции между характеристиками механических свойств и содержанием углерода и хрома.

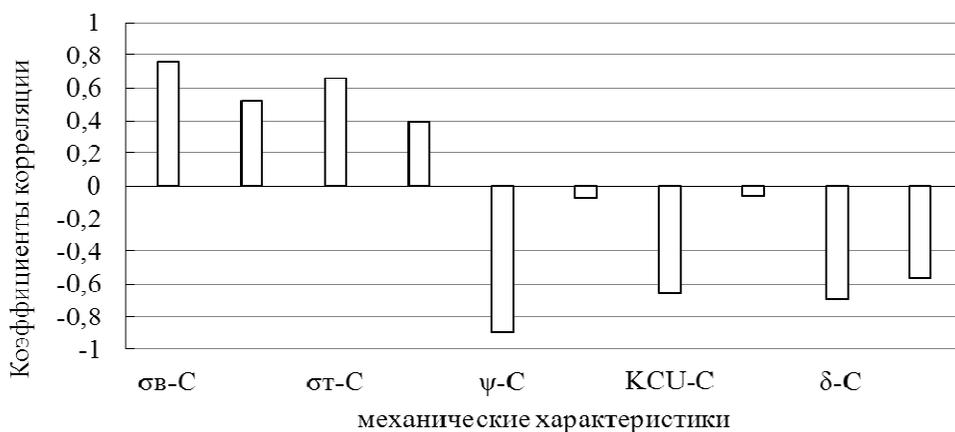


Рис. 4. Гистограмма корреляционных связей между характеристиками механических свойств и концентрациями углерода и хрома

Из результатов, полученных методом регрессивно-корреляционного анализа, следует, что:

1) углерод существенно упрочнял сталь, в сравнении с хромом, его коэффициент корреляции  $\sigma_b - C$  был на 31% больше, чем  $\sigma_b - Cr$ ;

2) под влиянием углерода значительно снижается пластичность, коэффициент корреляции  $\psi - C$  имеет отрицательное значение  $-0,896$  против коэффициента

корреляції  $\psi - \sigma = -0,075$ . Соответственно для  $\delta - \sigma$  коефіцієнт корреляції дорівнює  $-0,696$ , а для  $\psi - \sigma$  і  $\delta - \sigma$  становить  $-0,564$ ;

3) ще більш суттєво вуглерод знижує ударну в'язкість, коефіцієнт корреляції КСУ  $- \sigma$  становить  $-0,657$ , а для КСУ  $- \sigma$  дорівнює  $-0,062$ .

Вплив вуглероду і хрому на характеристики ударної в'язкості обумовлено різним взаємодією вуглероду і хрому на кристаллическу решітку заліза. Вуглерод діяв як елемент заміщення, а хром – як елемент заміщення.

Таким чином, встановлено, що нерегламентовані домішки в сталі помітно змінюють їх властивості.

### Бібліографічні посилання

1. **Полишко, С. А.** Вплив багатофункціональних раскислителей-модификаторов на стабілізацію хімічного складу і підвищення рівня механічних властивостей сталей Ст1кп і КП-Т [Текст] / С.А. Полишко // – Нові матеріали і технології у металургії та машинобудуванні: сб.науч.тр. – 3., 2012, вип.2. – С. 32 – 37.

2. **Полішко, С.О.** Вплив модифікування на характеристики маловуглецевої сталі Ст1кп та колісної КП-Т [Текст] / С.О. Полішко, М. А. Кушнір, Ю. В. Татарко, А. Ф. Санін // Вест. Днепропетр. нац. ун-та залізнич. тр. им. акад. В. Лазаряна: сб.науч.тр. – Д., 2013, вип. 45, ч. 3. – С. 60 – 66.

3. **Гуляев, А.П.** Металловедение [Текст]: учебник для вузов / А.П. Гуляев. – 6-е изд., перераб. и доп. – М.: Металлургия, 1986. – 544 с.

*Надійшла до редколегії 10.07.2015*

УДК 629.7.067

**Р. А. Савастру<sup>1</sup>, А. В. Голубек<sup>2</sup>**

*<sup>1</sup>Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное” имени М. К. Янгеля», г. Днепропетровск*

*<sup>2</sup>Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ ТРАНСВЕРСАЛЬНО ОТДЕЛЯЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПОСЛЕ ВЫЯВЛЕНИЯ АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ

Разработана математическая модель относительного движения ракеты-носителя и космических аппаратов, а также алгоритм расчёта вероятности их столкновения на первых витках автономного полёта, проведено имитационное моделирование, выработаны рекомендации по отделению космических аппаратов в условиях развития аварийной ситуации.

*Ключевые слова:* ракета-носитель, космический аппарат, аварийная ситуация, относительное движение, вероятность столкновения.

Розроблено математичну модель відносного руху ракети-носія і космічних апаратів, а також алгоритм розрахунку ймовірності їх зіткнення на перших витках автономного руху, проведено імітаційне моделювання, вироблено рекомендації з відділення космічних апаратів в умовах розвитку аварійної ситуації.

*Ключові слова:* ракета-носіє, космічний апарат, аварійна ситуація, відносний рух, ймовірність зіткнення.

The mathematical model of the relative motion of the launch vehicle, spacecraft's and the algorithm of calculation collision probability on the first turn of autonomous flight have

© Р. А. Савастру, А. В. Голубек, 2015

**been developed, simulation modeling has been realized, recommendations of separation spacecraft's in emergency situation have been chosen.**

*Key words:* launch vehicle, spacecraft, emergency situation, relative motion, collision probability.

**Введение.** Быстрое развитие электроники в последние десятилетие привело к расширению перечня задач, решаемых системой управления (СУ) ракеты-носителя (РН) в ходе выполнения миссии. Одной из таких задач является отработка аварийных ситуаций (АС). К сожалению, в последнее время тема возникновения различных аварий при выведении космических аппаратов (КА) не теряет актуальности.

В зависимости от вида аварии при выведении рассматривают три основных варианта дальнейшего развития событий:

- продолжение миссии с учетом возникшей нештатной ситуации;
- перевод РН с аппаратом на безопасную орбиту (орбиту захоронения);
- затопление РН с аппаратом в заданном районе Мирового океана.

На практике контролируемая отработка АС СУ при условии достижения РН замкнутой орбиты предусматривает возможность отделения одного или группы КА, на которой они могут частично выполнять свои функции. Так, согласно статистике запусков РН в период с 2000 по 2009 г. около 50 из них закончились аварией, в 14 случаях удалось вывести спутники на нерасчетную орбиту [3]. Отделение КА в таких условиях может привести как к их столкновениям с РН на участке автономного полета, так и между собой [2]. Исходя из вышесказанного, в процессе подготовки данных на пуск РН необходимо провести моделирование возникновения и развития АС и определить максимальное количество КА, для которых на первых витках их автономного полета гарантировано расхождение с заданным предельным уровнем вероятности.

**Состояние вопроса.** По результатам проведенного статистического моделирования автономного движения наноспутников после штатного отделения от РН разработана методика выбора параметров управления отделением. Применение разработанной методики позволяет обеспечить возможность несоударения спутников в процессе их дальнейшего орбитального движения [1].

Сформулирована постановка задачи и предложена методика предпускового определения схемы отделения КА от РН после выявления АС с обеспечением отсутствия столкновений на первых витках автономного полета [2].

Материалы [6; 9] посвящены оценке возможности отделения КА в случае развития на борту РН АС.

Изобретения, использование которых позволяет обеспечить групповое разведение КА по орбите [7; 8; 10].

Анализ последних достижений и публикаций показывает, что основные направления исследований направлены на решение задачи группового выведения КА одной ракетой-носителем для штатного случая. Согласно [2; 6; 9] в ГП «КБ Южное» ведутся исследования по определению возможности отделения КА в условиях АС, но результаты моделирования относительного движения РН и КА опубликованы не были.

#### **Постановка задачи**

Даны:

- весовые характеристики РН и КА;
- трубка траекторий РН;
- распределение относительной скорости отделения;
- диапазон времени, для которого происходит отработка АС;
- предельно допустимое расстояние и вероятность сближения РН и КА;
- временное окно отделения КА в аварийной циклограмме СУ.

Необходимо:

- разработать алгоритм определения вероятности столкновения между РН и КА;
- провести имитационное моделирование движения РН и трансверсально отделяемых КА на первых витках автономного полёта;
- определить возможность отделения КА после возникновения на борту РН АС;
- проанализировать полученные распределения относительного расстояния между РН и КА.

#### Основной материал исследования

Введем предположения:

- РН и КА – материальные точки;
- модель Земли – общий земной эллипсоид WGS 84;
- гравитационное поле Земли определяется по нормальной составляющей потенциала силы притяжения;
- влияние атмосферы Земли не учитывается;
- отделение КА осуществляется по трансверсали в плоскости орбиты;
- от момента выявления АС до окончания процесса отделения КА весовой секундный расход РН равен нулю.

Под столкновением будем понимать сближение двух объектов (КА друг с другом или с РН) на расстояние менее предельно допустимого значения, которому соответствует выполнение неравенства

$$|\Delta\bar{R}| \leq R_{пред}, \quad (1)$$

где  $\Delta\bar{R}$  – относительное расстояние между двумя объектами;  $R_{пред}$  – предельно допустимое расстояние сближения.

Вероятность столкновения – вероятность выполнения неравенства (1), которая определяется выражением

$$P_C = P(|\Delta\bar{R}| \leq R_{пред}). \quad (2)$$

Рассмотрим относительное движение РН и одного КА, которое описывается системой из 12 дифференциальных и трех алгебраических уравнений

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{V}}_{РН} &= g(\bar{R}_{РН}) \\ \dot{\bar{R}}_{РН} &= \bar{V}_{РН} \\ \dot{\bar{V}}_{КА} &= g(\bar{R}_{КА}) \\ \dot{\bar{R}}_{КА} &= \bar{V}_{КА} \\ \Delta\bar{R} &= \bar{R}_{РН} - \bar{R}_{КА} \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где  $\bar{V}$  – вектор скорости объекта в инерциальной системе координат;  $\bar{R}$  – вектор текущего положения объекта в инерциальной системе координат;  $g$  – вектор ускорения силы притяжения Земли;  $\Delta\bar{R}$  – относительное расстояние между двумя объектами. В общем случае относительное движение РН и группировки КА описывается системой из  $6(N_{КА} + 1)$  дифференциальных и  $3 \sum_{i=1}^{N_{КА}+1} i$  алгебраических уравнений.

Гравитационное ускорение определяется выражением

$$\bar{g} = g_R \bar{i}_R + g_\omega \bar{i}_\omega, \quad (4)$$

где  $\underline{g}_R$  и  $\underline{g}_\omega$  – проекции гравитационного ускорения Земли на векторы текущего положения и суточного вращения Земли;  $\underline{i}_R$  и  $\underline{i}_\omega$  – орты векторов текущего положения и суточного вращения Земли.

$$\underline{g}_r = \frac{b_0}{r^2} + \frac{3}{2} \frac{b_2}{r^4} (1 - 5 \sin^2 \phi) + \frac{15}{8} \frac{b_4}{r^6} (21 \sin^4 \phi - 14 \sin^2 \phi + 1),$$

$$\underline{g}_\omega = 3 \frac{b_2}{r^4} \sin \phi - \frac{5}{2} \frac{b_4}{r^6} \sin \phi (7 \sin^2 \phi - 3),$$

$$r = |\bar{R}|, \quad \sin \phi = \bar{i}_R \cdot \bar{i}_\omega,$$

где  $b_0$ ,  $b_2$  и  $b_4$  – коэффициенты нормального гравитационного потенциала [5].

#### Начальные условия моделирования

Контролируемая аварийная ситуация на участке выведения сопровождается обязательным отключением двигательной установки, что приводит к реализации нерасчетных кинематических параметров поступательного и вращательного движения РН [2].

В соответствии с принятыми предположениями кинематические параметры движения и ориентации РН в момент выявления АС определяются выражениями

$$\left. \begin{aligned} \bar{R}_{PH0} &= \bar{R}_{PH0}(t_{AC}) + \delta \bar{R}_0(t_{AC}) \\ \bar{V}_{PH0} &= \bar{V}_{PH0}(t_{AC}) + \delta \bar{V}_0(t_{AC}) \\ \bar{f}_{PH0} &= \bar{f}_{PH0}(t_{AC}) + \delta \bar{f}_0(t_{AC}) \end{aligned} \right\}, \quad (5)$$

$$t_{AC} \in [\tau_0, \tau_k),$$

где  $\bar{R}_{PH}$ ,  $\bar{V}_{PH}$  и  $\bar{\phi}_{PH}$  – векторы кинематических параметров движения и ориентации РН;  $\bar{R}_{PH0}$ ,  $\bar{V}_{PH0}$  и  $\bar{\phi}_{PH0}$  – номинальные векторы кинематических параметров движения и ориентации РН;  $\delta \bar{R}_0$ ,  $\delta \bar{V}_0$  и  $\delta \bar{\phi}_0$  – векторы случайных возмущений;  $t_{AC}$  – время выявления АС – случайная величина с экспоненциальным распределением;  $\tau_0$  – время разрешения отработки АС;  $\tau_k$  – время штатного отделения КА.

С учетом принятых предположений кинематические параметры движения РН и КА в момент отделения  $\tau$  определяются выражениями

$$\left. \begin{aligned} \bar{V}_{KA} &= \bar{V}_{PH}(\tau) + \Delta \bar{V}_{KA} \\ \bar{R}_{KA} &= \bar{R}_{PH} \\ \bar{V}_{PH}(\tau) &= \bar{V}_{PH}(\tau) - \frac{m_{KA}}{m_{PH}} \Delta \bar{V}_{KA} \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

$$\Delta \bar{V}_{KA} = \bar{W} + \delta \bar{W},$$

где  $\bar{R}_{KA}$  и  $\bar{V}_{KA}$  – векторы кинематических параметров движения КА;  $\bar{W}$  – номинальный вектор приращения скорости КА за счет процесса отделения;  $\delta \bar{W}$  – вектор случайных возмущений процесса отделения;  $m_{PH}$  и  $m_{KA}$  – масса РН и КА.

В итоге математическая модель (3), (4) с учетом начальных условий (5) и (6) представляет собой стохастическую нелинейную модель, решение которой аналитическим путём труднореализуемо. С учётом вышесказанного для решения этой системы будем применять метод статистического моделирования совместно с методом численного интегрирования Рунге-Кутты четвертого порядка с постоянным шагом интегрирования.

В соответствии с данной математической моделью и предложенной в [2] методикой разработан обобщённый алгоритм определения вероятности столкновения между РН и КА для заданных начальных условий (Рис. 1).

Рассмотрим пример применения разработанного алгоритма для РН, полезная нагрузка которой состоит из двух КА. Пусть АС происходит на подлете к целевой круговой орбите высотой 550 км и наклоном 45°. При этом контролируемая отработка АС начинается с высоты полета 500 км. Рассматриваемому диапазону высот соответствует временной интервал от 515 с до 765 с. Временная диаграмма процесса отделения КА представлена ниже (Рис. 2).

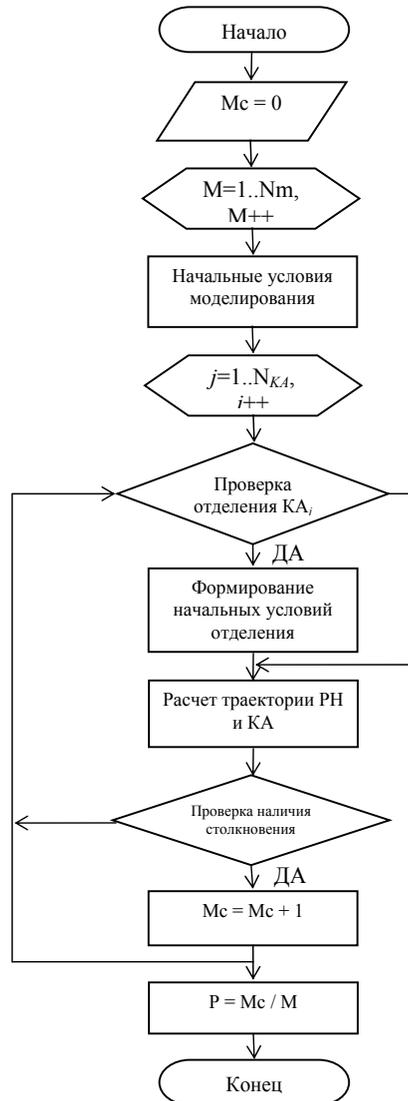


Рис. 1. Алгоритм определения вероятности столкновения

Временные уставки на отделение КА приняты равными 3 с. Количество моделирований – 10000. Предельное относительное расстояние сближения, соответствующее столкновению, – 20 м.

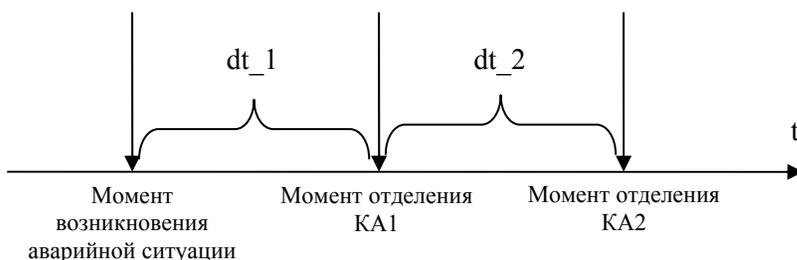
В результате проведенного статистического моделирования получены зависимости предельных значений относительного расстояния между объектами от времени (Рис. 3–5) на первых витках автономного полёта, а также распределе-

нія относительного расстояния в конце первого витка (Рис. 6–8), статистические данные распределений приведены в табл. 1.

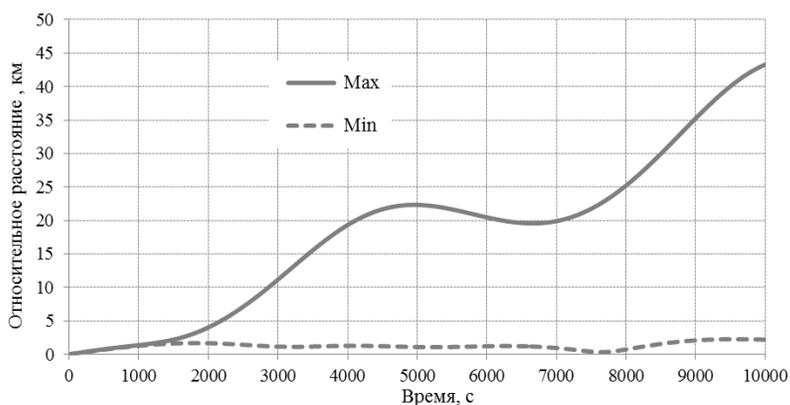
Таблица 1

**Статистика распределения относительного расстояния в конце первого витка автономного полёта**

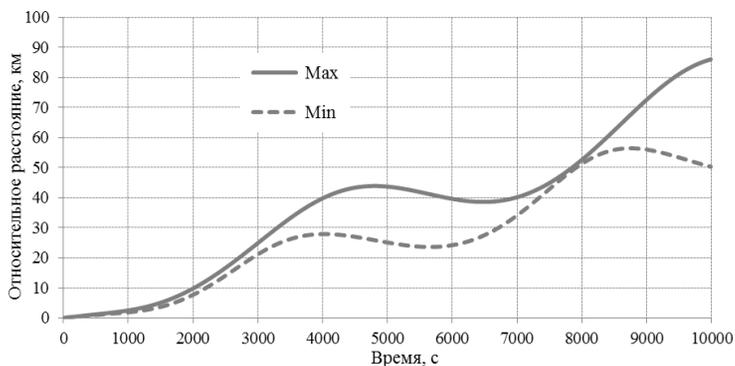
Параметры	Относительное расстояние, км		
	KA1-KA2	PH-KA1	PH-KA2
Минимальное значение	0,934	24,033	15,669
Максимальное значение	21,191	43,068	30,932
Математическое ожидание	10,420	32,530	22,117
Среднее квадратическое отклонение	11,003	15,787	5,541



**Рис. 2. Временная диаграмма процесса отделения**



**Рис. 3. Зависимость предельных значений относительного расстояния KA1-KA2 от времени**



**Рис. 4. Зависимость предельных значений относительного расстояния PH-KA1 от времени**

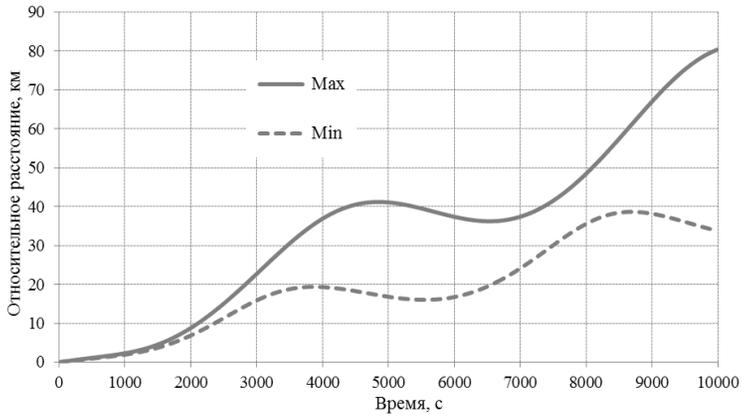


Рис. 5. Зависимость предельных значений относительного расстояния РН-КА2 от времени

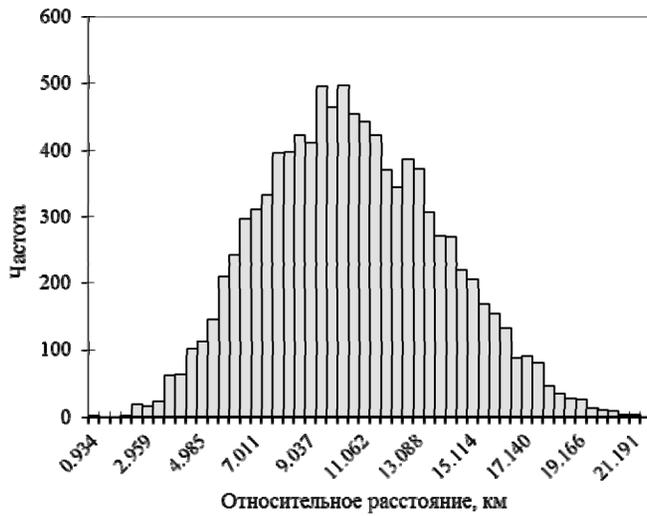
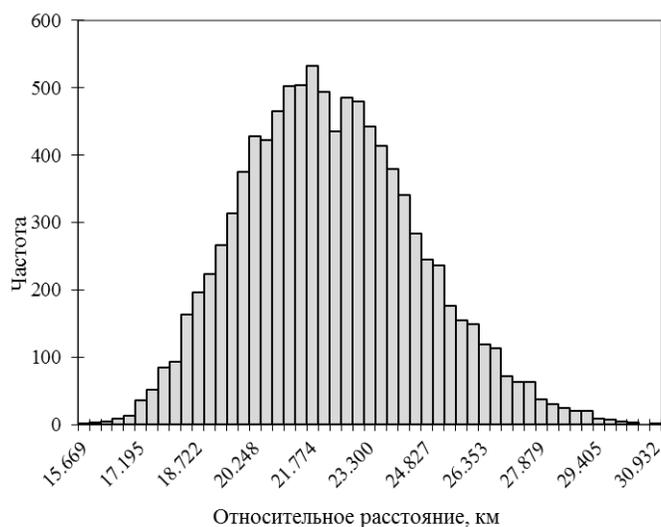


Рис. 6. Гистограмма распределения относительного расстояния КА1-КА2



Рис. 7. Гистограмма распределения относительного расстояния РН-КА1



**Рис. 8. Гистограмма распределения относительного расстояния РН-КА2**

Как видно из полученных результатов, РН и КА расходятся по орбите. Минимальное относительное расстояние было зафиксировано между КА1 и КА2 в конце первого витка автономного полета и составило 327 м. Вероятность столкновения между РН и КА1, РН и КА2, а также КА1 и КА2 равна нулю.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что для заданных начальных условий моделирования полет КА по нештатным орбитам не приводит к взаимным столкновениям и КА могут быть отделены от РН в случае выявления АС.

Распределения относительного расстояния в конце первого витка автономного полета (Рис. 6 – 8) между КА1 и КА2, а также РН и КА2 близки к нормальному, при этом относительное расстояние РН-КА1 не соответствует нормальному.

Для проверки принадлежности полученных распределений нормальному закону воспользуемся статистическим критерием  $\chi^2$  [4]. Для рассматриваемых гистограмм число степеней свободы составляет 47, а уровень значимости и предельное значение –  $\beta = 0,001$  и  $\chi^2_{\beta} = 82,752$  соответственно. Значение  $\chi^2$  каждого из распределений приведено ниже (табл. 2).

*Таблица 2*

**Значения  $\chi^2$  рассматриваемых распределений**

Относительное расстояние	$\chi^2_{\beta}$	$\chi^2$
КА1-КА2	82,752	215
РН-КА1		836
РН-КА2		260

Полученные значения больше предельного, что говорит о том, что все полученные распределения не относятся к нормальному распределению.

**Выводы.** В результате проведенной работы разработаны математическая модель относительного движения РН и КА как материальных точек после отделения в условиях развития аварийной ситуации и алгоритм расчета вероятности их столкновения на первых витках автономного полета. С применением алгоритма проведено имитационное моделирование движения РН и двух КА в случае отработки АС при подлете к орбите высотой 550 км и наклоном 45°. Полученные результаты показали отсутствие столкновений между РН и КА на первых витках

автономного полета. Проведений аналіз розподілений відносного відстання між РН і КА в кінці першого витка автономного польота показав, що вони в відповідності з критерієм  $\chi^2$  не належать нормальному закону.

### Бібліографічні посилання

1. **Аваряскін, Д. П.** Исследование проблемы безопасного полета наноспутников при их выведении на низкие орбиты [Текст] / Д. П. Аваряскін, И. В. Белоконов // Информационно-управляющие системы. – 2013. – №5 – С. 13–18.
2. **Голубек, А. В.** Методика предпускового анализа параметров расчетной траектории для принятия решения об отделении космических аппаратов в аварийной ситуации [Текст] / А. В. Голубек, А. Д. Шептун, И. М. Филиппенко // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. / ГП «КБ «Южное». – Д., 2014. – Вып. 2. – С. 77–80.
3. Безопасность ракетно-космической техники и надежность компьютерных систем: 2000-2009 гг. [Электронный ресурс] / А. В. Горбенко [и др.]. – Режим доступа: [http://irbis-nbuv.gov.ua/cgi-bin/irbis\\_nbuv/cgiirbis\\_64.exe?C21COM=2&I21DBN=UJRN&P21DBN=UJRN&IMAGE\\_FILE\\_DOWNLOAD=1&Image\\_file\\_name=PDF/aktit\\_2011\\_1\\_4.pdf](http://irbis-nbuv.gov.ua/cgi-bin/irbis_nbuv/cgiirbis_64.exe?C21COM=2&I21DBN=UJRN&P21DBN=UJRN&IMAGE_FILE_DOWNLOAD=1&Image_file_name=PDF/aktit_2011_1_4.pdf). – 16.05.2015 г. – Загл. с экрана
4. **Кобзарь, А. И.** Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников [Текст] / А. И. Кобзарь. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 816 с.
5. **Лисенко, Л. Н.** Наведение и навигация баллистических ракет [Текст]: учеб. пособие / Л. Н. Лисенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 672 с.
6. **Савастру, Р. А.** Формирование аварийной программы отделения спутников в процессе подготовки данных на пуск ракеты-носителя [Видеозапись] / Р. А. Савастру // Материалы XVII Международной молодежной научно-практической конференции «Человек и Космос» (8 – 10 апр. 2015 г.). – Д., 2015.
7. Спосіб підготовки та проведення групового запуску супутників у космос однією ракетою [Текст]: пат. 87290 Україна: МПК В64G 1/10, В64G 1/22 / О. В. Дегтярев [та ін.]; заявник та патентовласник Державне підприємство «Конструкторське бюро <sup>2</sup>Південне<sup>2</sup> ім. М.К. Янгеля». – № 2011 14560; заявл. 08.12.11; опубл. 10.02.14, Бюл. № 3, 8 с.: ил.
8. Способ отделения спутников и разведения их на орбите при групповом запуске одной ракетой [Текст]: пат. 2111901 РФ: МПК В64G 1/00, В64G 1/10 / А. Н. Арапочкин [та ін.] [Текст] / заявитель и патентообладатель Научно-производственное объединение прикладной механики. – № 94023659/28; заявл. 22.06.1994; опубл. 27.05.98, 6 с.: ил.
9. **Стрелецька, Л. С.** Дослідження сумісного руху ракети-носія та супутників після відділення [Текст] / Л. С. Стрелецька // Материалы XV Международной молодежной научно-практической конференции «Человек и Космос» (10–12 апр. 2013 г.). – Д., 2013.
10. **Mueller, G.** Active satellite dispenser for Reusable launch vehicle [Text]: пат. 2002/0179776 США: МПК В64С 27/22, В64С 39/00, В64G 1/00, В64G 1/22 / George E. Mueller, David B. Cochran, Richard H. Kohrs; заявитель и патентообладатель Kistler Aerospace Corporation. – № 60/285,908; заявл. 23.04.01; / англ. опубл. 05.12.02, 11 с.

*Надійшла до редколегії 05.06.2015*

УДК 629.7

А. А. Синча, А. Г. Меланченко

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”  
имени М. К. Янгеля», г. Днепропетровск*

## ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЗАДАЧ НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ ДЛЯ РАЗРЕЖЕННОГО КЛАСТЕРА НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассмотрена задача скоординированного распределения целевых задач для разреженного кластера космических аппаратов. Предложен метод, рассматривающий такой кластер как мультиагентную систему и обеспечивающий хорошую сходимость, а также получение приемлемого результата за ограниченное время.

*Ключевые слова:* космический аппарат, разреженный кластер, распределение задач.

Розглянуто задачу скоординованого розподілення цільових задач для розрідженого кластера космічних апаратів. Запропоновано метод, що розглядає такий кластер як мультиагентну систему та забезпечує хорошу збіжність результатів, а також отримання прийняттого результату за обмежений час.

*Ключові слова:* космічний апарат, розріджений кластер, розподіл завдань.

A task of coordinated task allocation for sparse cluster of spacecrafts is examined. Method which consider cluster as multiagent system and provides good results and receiving of admissible result for limited time is proposed.

*Key words:* spacecraft, sparse cluster, task allocation.

**Введение.** В работах [1–3] рассматривались методы целевого управления космическими аппаратами (КА) в составе компактного гомогенного кластера наблюдения Земли. Было показано, что в этом случае кластер может рассматриваться как виртуальный многоэлементный КА, и распределение целевых задач между КА кластера может осуществляться произвольным образом. Однако для решения ряда задач наблюдения Земли из космоса, например, построения трехмерных цифровых карт местности по данным синхронных стереоснимков необходимо увеличить расстояние между КА кластера до величины, существенно превышающей размеры объектов наблюдения (ОН). Будем называть такие кластеры разреженными.

Для разреженного кластера условия наблюдения одного и того же ОН различными КА могут различаться, что исключает произвольное распределение целевых задач между КА (то же справедливо для случая гетерогенного кластера, объединяющего КА различных типов (КА обзорного и детального наблюдения, КА с оптоэлектронной и радиолокационной полезной нагрузкой, КА – накопители и ретрансляторы информации и т.д.), вне зависимости от расстояния между КА). Для успешного достижения цели, поставленной перед разреженным кластером, необходимо скоординированное распределение целевых задач между КА, и такой кластер может рассматриваться как мультиагентная система (МАС).

**Обзор известных методов распределения задач в мультиагентных системах.** Для повышения эффективности любой миссии, выполняемой группой агентов – мобильных роботов, необходима организация их совместной работы. Известно большое количество методов, дающих агентам возможность распределять между собой целевые задачи, выбирая их из известного перечня. В централизованных системах [4; 5] каждый агент передает необходимую для планирования информацию об обстановке (ИО), прежде всего о собственном состоянии и состоянии внешней среды, на центральный сервер, который формиру-

ет план для каждого агента группы. Преимуществом таких систем является возможность решения ресурсоемких задач на Земле, что позволяет снизить требования к бортовым вычислительным ресурсам. Однако при этом каждый агент должен быть обеспечен связью с центральным сервером, что ограничивает район выполнения миссии, либо требует существенного усложнения системы связи (например, введения в состав группы специальных агентов-ретрансляторов). Кроме того, отказ центрального сервера приводит к срыву миссии вне зависимости от состояния агентов.

Для устранения указанных недостатков предлагаются децентрализованные системы целевого управления, в которых функция планирования реализуется на борту каждого агента [6]. Обычно методы децентрализованного планирования базируются на предположении наличия идеальных (с бесконечной пропускной способностью и абсолютной надежностью) линий связи между агентами, поскольку в таких системах каждый агент должен располагать ИО у всех агентов группы. Реальные линии связи, имеющие ограниченную пропускную способность и подверженные воздействию помех и сбоев, существенно ограничивают возможности координации действий агентов [7]. Несогласованность ИО в этом случае может привести к возникновению конфликтов при распределении целевых задач между агентами, поскольку каждый агент будет решать задачу оптимального планирования, используя различные наборы данных. Поэтому обычно методы децентрализованного планирования предусматривают согласование ИО по принципу консенсуса до распределения целевых задач между агентами [8–10]. Применяемые алгоритмы согласования обеспечивают конвергенцию ИО при самых разных топологиях информационной сети, соединяющих агентов [11], что позволяет распределять целевые задачи в условиях быстроменяющейся внешней среды и при неполной ИО.

Вместе с тем алгоритмы согласования, применяющие принцип консенсуса, требуют значительного времени реализации и передачи больших объемов данных между агентами [12]. В условиях ограниченной пропускной способности информационной сети это приводит к большим затратам времени. Для сокращения этого времени предложен ряд подходов, не требующих достижения идеального консенсуса относительно ИО: в работе [Там же] предложено организовать между агентами обмен как ИО, так и результатами планирования, а в публикации [13] – передавать информацию только в случае расхождения между планами, составленными на основе локальной и глобальной ИО. Однако в обоих случаях неидеальный консенсус относительно ИО не позволяет гарантировать бесконфликтное распределение задач.

Еще одним подходом к получению субоптимального решения задачи планирования является применение алгоритмов распределения задач, построенных по принципу аукциона [14]. Обычно в роли аукциониста, принимающего заявки от всех агентов группы, оценивающего их и определяющего победителя на основе predetermined методики, выступает центральный узел системы [15]. В работе [16] предлагается альтернативный подход, в соответствии с которым в системе отсутствует центральный узел, а роль аукциониста исполняет один из агентов. В рассматриваемых алгоритмах каждый агент подает заявки на выделение ему целевых задач с оценками, базирующимися исключительно на собственной ИО. Поскольку каждая задача может быть назначена только одному агенту (победителю аукциона), эти алгоритмы позволяют найти бесконфликтное решение даже в случае несогласованности ИО у различных агентов. Основной проблемой практического применения рассматриваемых алгоритмов является необходимость передачи аукционисту заявок от каждого агента группы, что ограничивает возможные варианты топологии информационной сети. Для преодоления этого ограничения в работе [17] предложено проводить аукцион только среди агентов, находящихся

в непосредственной близости от аукциониста. Это позволяет снять ограничения на топологию сети за счет снижения качества распределения задач и, как следствие, снижения эффективности миссии в целом.

В целом анализ литературы показывает, что алгоритмы согласования ИО по принципу консенсуса до распределения задач менее чувствительны к топологии информационной сети, тогда как алгоритмы, применяющие принцип аукциона, менее чувствительны к несогласованности ИО и требуют меньших вычислительных ресурсов для своей реализации.

В настоящей статье предлагается метод распределения целевых задач, объединяющий преимущества обоих известных подходов и пригодный для реализации на борту КА разреженного гомогенного кластера с учетом имеющихся ограничений: аукцион применяется для децентрализованного распределения задач, а затем возможные конфликты разрешаются по принципу консенсуса. В отличие от известных алгоритмов консенсус достигается относительно оценки победившей заявки, а не относительно ИО, то есть аукцион проводится по принципу консенсуса. Единственным допущением является то, что одному КА может быть назначено не более одной целевой задачи.

**Постановка задачи.** Пусть известен перечень  $N_T$  целевых задач. Необходимо распределить их между  $N_A$  КА-агентами таким образом, чтобы каждая задача была назначена не более чем одному КА, максимизировав при этом показатель эффективности миссии. Процесс распределения задач считается завершенным, как только будет назначено  $N_{\min} = \min\{N_T, N_A\}$  задач. Глобальную целевую функцию определим как сумму локальных показателей эффективности, в качестве которых будем применять функцию оценки задачи, назначенной конкретному КА. В такой постановке распределение целевых задач в кластере КА представляет собой задачу целочисленного программирования следующего вида:

$$\max \sum_{i=1}^{N_A} \sum_{j=1}^{N_T} c_{ij}(x_i) x_{ij}, \quad (1)$$

при условии

$$\sum_{i=1}^{N_A} x_{ij} \leq 1, \forall i \in I, \sum_{j=1}^{N_T} x_{ij} \leq 1, \forall j \in J, \sum_{i=1}^{N_A} \sum_{j=1}^{N_T} x_{ij} = N_{\min} = \min\{N_T, N_A\}, x_{ij} \in \{0, 1\}, \\ \forall (i, j) \in I \times J.$$

Здесь двоичная переменная решения  $x_{ij} = 1$ , если выполнение задачи  $j$  назначено КА  $i$ , а  $x_i \in \{0, 1\}^{N_T}$  – вектор,  $i$ -ым элементом которого является переменная  $x_{ij}$ . Индексные множества определяются так:  $I = \{1, \dots, N_A\}$ ,  $J = \{1, \dots, N_T\}$ . Предполагается, что функция оценки удовлетворяет условию  $c_{ij}(x_i) \geq 0$ .

**Алгоритмы проведения аукциона.** Одной из ключевых концепций предлагаемого метода является применение аукциона для распределения целевых задач между КА. Алгоритм проведения аукциона для централизованной системы распределения задач, впервые предложенный в работе [18], имеет полиномиальное время выполнения. Оценка задачи определяется как  $c_{ij} = a_{ij} - p_j$ , где  $a_{ij}$  – эффект, получаемый от назначения задачи  $j$  для выполнения агентом  $i$ , а  $p_j$  – глобальная ценность задачи  $j$ . Аукцион проводится циклически и продолжается до тех пор, пока каждому агенту не будет назначена задача с максимальной оценкой  $\max_j c_{ij}$ . На каждом цикле выбирается один из агентов, которому задача еще не назначена, и определяется задача  $j = \arg \max_j (a_{ij} - p_j)$ . Если задача  $j^*$  уже была назначена другому агенту, эти агенты меняются задачами. После этого оценка задачи  $j^*$  повышается так, чтобы она стала второй по ценности задачей в списке агента  $i$ . В результате выполнения алгоритма каждому агенту назначается задача, дающая максимальный эффект.

В децентралізованій системі розподілення задач їх оцінки визначаються як  $c_{ij} = a_{ij} - p_{ij}$ , где  $p_{ij}$  – локальна цінність задачі  $j$  при її назначенні агенту  $i$ . Звичайно агенти посилають свої заявки аукціоністу, який визначає переможця по правилу  $i^* = \arg \max_i c_{ij}$  [15]. В роботі [19] запропоновано замінити аукціоніста спеціальним алгоритмом розв'язання конфліктів.

**Алгоритми розв'язання конфліктів на основі консенсуса.** Децентралізовані системи розподілення задач звичайно потребують узгодження ІО для всіх агентів [10]. В реальному світі швидкозмінююча зовнішня середовище, шуми датчиків і обмежена пропускну здатність інформаційної мережі можуть сильно ускладнити підтримку узгодженої ІО. В цих випадках запропоновано на основі консенсуса узгоджувати не всю ІО, а лише визначену її частину (розташування агентів і цілей, класифікація цілей і т.д.). В роботі [11] показано, що при такому підході узгодження може бути досягнуто для різних варіантів топології інформаційної мережі.

**Концепція децентралізованого розподілення задач з проведенням аукціону по принципу консенсуса.** Пропонується метод, який передбачає циклічну реалізацію двохетапного процесу: проведення аукціону на першому етапі з наступним узгодженням переліку заявок-переможців по принципу консенсуса. Процес проведення аукціону починається з того, що кожен КА подає заявку на виконання цільової задачі. Нехай  $c_{ij} \geq 0$  представляє собою заявку КА  $i$  на виконання задачі  $j$ . Кожен КА зберігає і оновлює в процесі розподілення задач два вектори довжини  $N_T$ . Вектор  $x_i$  представляє собою перелік задач КА  $i$ , в якому єдиний елемент  $x_{ij} = 1$  (виконання задачі  $j$  доручено КА  $i$ ), а інші елементи – нульові. Вектор  $y_i$  – це перелік заявок-переможців аукціону, елемент якого  $y_{ij}$  представляє собою останню в даний час максимальну оцінку цінності кожної заявки. Обидва вектори ініціалізуються нульовими значеннями. На основі переліку заявок-переможців можна сформувати вектор  $h_i$  – перелік актуальних заявок,  $h_{ij} = \Theta(c_{ij} > y_{ij})$ ,  $\forall j \in J$ , где  $\Theta(\cdot)$  – індикаторна функція, яка має значення логічної одиниці для істинного аргументу і логічного нуля – для хибного. Псевдокод ітерації  $t$  алгоритму проведення аукціону для КА  $i$  представлений на Рис. 1. Звернемо увагу, що кількість ітерацій для кожного КА може бути різною. Якщо на ітерації  $t$  КА  $i$  ще не назначена задача (тобто  $\sum_j x_{ij}(t) = 0$ ), то він починає з аналізу переліку актуальних заявок  $h_i$ .

Якщо цей перелік не порожній, КА  $i$  з поточного переліку заявок-переможців  $y_i$  вибирає задачу  $J_i$ , яка має максимальну оцінку (рядок 7 на Рис. 1), а потім оновлює свої переліки  $x_i$  і  $y_i$ . Якщо ж КА  $i$  вже має назначену задачу на ітерації  $t$  (тобто  $\sum_j x_{ij}(t) \neq 0$ ), то він пропускає процес вибору задачі і переходить до другого етапу – узгодженню переліку заявок-переможців.

На другому етапі КА узгоджують перелік заявок-переможців по принципу консенсуса, а потім з допомогою цього переліку визначають переможця аукціону. Це забезпечує розв'язання конфліктів по всьому множині задач, при цьому не потрібна визначена структура інформаційної мережі. Нехай  $\Gamma(\tau)$  – неорієнтована інформаційна мережа в момент часу  $\tau$ , яка має симетричну матрицю сусідності  $G(\tau)$ . Матриця сусідності визначена так, що  $g_{ik}(\tau) = 1$ , якщо в момент часу  $\tau$  існує лінія зв'язу між КА  $i$  і  $k$  (ці КА будемо називати «сусідами»). Припустимо, що кожен вузол мережі має короткозамкнуте ребро ( $g_{ii}(\tau) = 1, \forall i$ ).

На кожній ітерації даного етапу КА  $i$  приймає від кожного з своїх сусідів перелік заявок-переможців. Псевдокод алгоритму розв'язання конфліктів для КА  $i$  на ітерації  $t$ , відповідної моменту реального часу  $\tau$ , представлений на Рис. 2. Після отримання переліку  $y_k$  від кожного вузла мережі, для якого  $g_{ik} = 1$ , КА  $i$  замінює значення  $y_{ij}$  найбільшим значенням з власних

ного перечня  $y_i$  и перечней  $y_k$  своих соседей (строка 4 на Рис. 2). Если кто-либо из соседей предложил по задаче, выбранной КА  $i$ , лучшие условия ( $z_{i,J_i} \neq i$  строка 6 на Рис. 2), КА  $i$  снимает свою заявку по этой задаче. Предполагается, что проблемы, возникающие при определении  $J_i$  на первом этапе или  $z_{i,J_i}$  на втором этапе распределения задач, разрешаются каким-либо заранее предусмотренным способом, например добавлением каждому КА малой случайной величины к оценке каждой заявки.

**Алгоритм проведения аукциона (КА  $i$ , итерация  $t$ )**

- 1: Процедура SelTask ( $c_i, x_i(t-1), y_i(t-1)$ )
- 2:  $x_i(t) = x_i(t-1)$
- 3:  $y_i(t) = y_i(t-1)$
- 4: if  $\sum_j x_{ij}(t) = 0$  then
- 5:  $h_{ij} = \Theta(c_{ij} > y_{ij}(t)), \forall j \in J$
- 6: if  $\sum_j x_{ij}(t) \neq 0$  then
- 7:  $J_i = \operatorname{argmax}_j h_{ij} \cdot c_{ij}$
- 8:  $x_{i,J_i}(t) = 1$
- 9:  $y_{i,J_i}(t) = c_{i,J_i}$
- 10: end if
- 11: end if
- 12: end

Рис. 1. Псевдокод алгоритма проведения аукциона

**Алгоритм разрешения конфликтов (КА  $i$ , итерация  $t$ )**

- 1: Передать  $y_i$  КА  $k$  для любого  $k$ , где  $g_{ik}(\tau) = 1$
- 2: Принять  $y_k$  от КА  $k$  для любого  $k$ , где  $g_{ik}(\tau) = 1$
- 3: Процедура UpdTask ( $g_i(\tau), y_{k \in \{k | g_{ik}(\tau) = 1\}}(t), J_i$ )
- 4:  $y_{ij}(t) = \max_k g_{ik}(\tau) \cdot y_{kj}(t), \forall j \in J$
- 5:  $z_{i,J_i} = \operatorname{argmax}_k g_{ik}(\tau) \cdot y_{k,J_i}(t)$
- 6: if  $z_{i,J_i} \neq i$  then
- 7:  $x_{i,J_i}(t) = 0$
- 8: end if
- 9: end

Рис 2. Псевдокод алгоритма разрешения конфликтов

**Результаты моделирования.** Для подтверждения эффективности предложенного метода децентрализованного распределения задач и его возможности устранять конфликты между КА кластера независимо от несогласованности ИО были проведены численные эксперименты. Количество КА  $N_A$  и количество распределяемых целевых задач (ОН)  $N_T$  было принято равным 20. ОН считались точечными [3] и равномерно распределенными на участке поверхности Земли размером  $W \times W = 200 \times 200$  км. Начальное распределение КА также было принято равномерным. Погрешность ИО  $\Delta_{SA}$  учитывалась как средняя ошибка в знании местоположения ОН (предполагалось, что КА обладают абсолютно точной информацией о собственном местоположении) и моделировалась аддитивным гауссовым шумом со среднеквадратическим отклонением, которое варьировалось в диапазоне от 2 до 40 км:

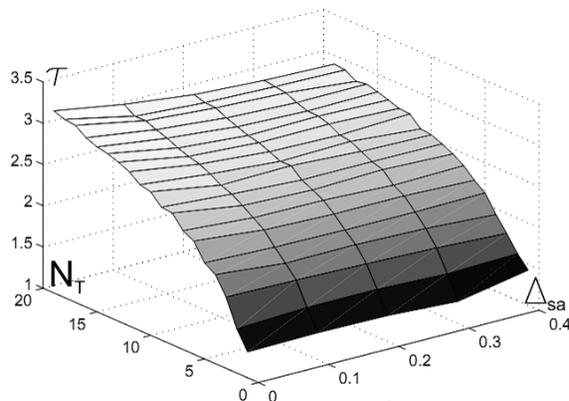
$$\bar{\Delta}_{SA} = \frac{1}{\sqrt{2WN_T}} \sqrt{\sum_{i,k:i \neq k}^{N_A} \sum_{j=1}^{N_T} \|I_{ij} - I_{kj}\|^2}, \quad (3)$$

где  $I_{ij}, I_{kj}$  – оценки местоположения ОН  $J$  КА  $i$  и  $k$  соответственно, а символом  $\| \cdot \|$  обозначена евклидова норма. Каждый КА вычислял оценку задачи, исходя из собственной оценки местоположения ОН. Информационная сеть формировалась путем генерирования минимального опорного дерева [20], к которому затем добавлялось переменное количество линий связи между КА. Для каждого варианта начальных условий моделирование выполнялось по сто раз, после чего определялись статистические характеристики результатов.

На Рис. 3 представлена зависимость времени получения решения  $\tau$  от количества задач  $N_T$  и погрешности ИО  $\Delta_{SA}$ . Как и следовало ожидать, время распределения задач зависит только от количества распределяемых задач  $N_T$  и практически не зависит от  $\Delta_{SA}$ .

Для оценки качества распределения задач полученный результат сравнивался с результатами, полученными с применением оптимального алгоритма координации задач [6] при отсутствии погрешностей ИО, и вычислялось среднее значение показателя субоптимальности  $\Delta_{opt}$  как разность решения задачи (1) и оптимального решения, выраженная в процентах.

Ниже представлена зависимость среднего значения показателя субоптимальности  $\Delta_{opt}$  от количества задач  $N_T$  и погрешности ИО  $\Delta_{SA}$  (Рис. 4). Видно, что при отсутствии погрешностей ИО результаты предлагаемого метода практически не отличаются от оптимальных ( $\Delta_{opt}$  не превышает 3%). С ростом  $\Delta_{SA}$  значение показателя субоптимальности также растет, однако даже при максимальной погрешности ИО его значение не превышает 30%, что можно считать вполне приемлемым результатом.



**Рис. 3.** Зависимость времени получения решения от количества задач и погрешности ИО

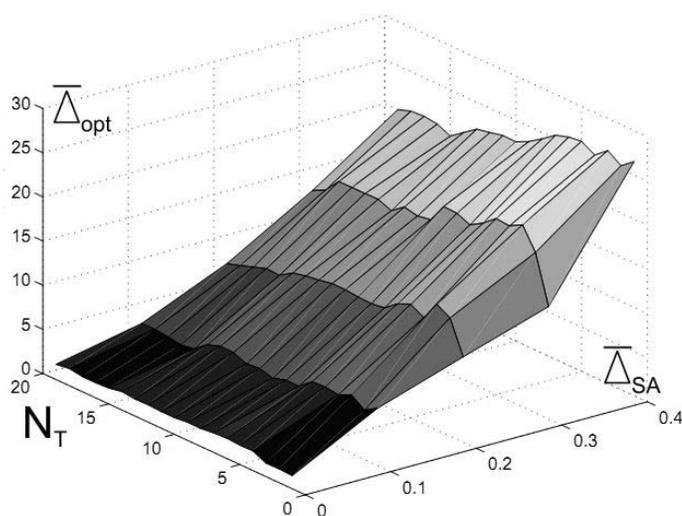


Рис. 4. Зависимость среднего значения показателя субоптимальности от количества задач и погрешности ИО

**Выводы.** На основе результатов анализа известных методов распределения целевых задач между агентами МАС разработан новый метод децентрализованного распределения задач между КА разреженного кластера, объединивший преимущества проведения аукциона при назначении задач агентам и разрешения возможных конфликтов по принципу консенсуса.

Результаты моделирования показали, что предложенный метод обеспечивает хорошую сходимость и получение приемлемого результата за ограниченное время, что позволит экономно расходовать вычислительные ресурсы бортового компьютера.

#### Библиографические ссылки

1. Меланченко, А. Г. Целевое управление кластерами космических аппаратов наблюдения Земли [Текст] / А. Г. Меланченко // XXI международная конференция по автоматическому управлению. «Автоматика-2014». НТУУ «КПИ». Материалы конференции. – К., 2014. – С. 158–160.
2. Меланченко, А. Г. Планирование спутниковых съемок в условиях неопределенности [Текст] / А. Г. Меланченко, А. А. Синча // Шестой Белорусский космический конгресс. ОИПИ НАН Беларуси. Материалы конгресса: в 2 т. – Мн., 2014. – Т. 1. – С. 327–330.
3. Меланченко, А. Г. Методические аспекты управления кластерами космических аппаратов наблюдения Земли [Текст] / А. Г. Меланченко // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. ГП «КБ «Южное». – Д., 2014. – Вып. 2(107). – С. 90–96.
4. Xu, L. Battle management for unmanned aerial vehicles [Text] / L. Xu, U. Ozguner // Proc. of the IEEE Conf. on Decision and Control. – 2003. – P. 27–56.
5. Turra, D. Fast unmanned vehicles task allocation with moving targets [Text] / D. Turra, L. Pollini, M. Innocenti // Proc. of the 43<sup>th</sup> IEEE Conf. on Decision and Control. – 2004. – P. 103–115.
6. McLain, T. W. Coordination variables, coordination functions, and cooperative-timing missions [Text] / T. W. McLain, R. W. Beard // J. of Guidance, Control, and Dynamics. – 2005. – Vol. 28(1). – P. 150–161.
7. Fax, J. A. Information flow and cooperative control of vehicle formations [Text] / J. A. Fax, R.M. Murray // IEEE Trans. on Automatic Control. – 2004. – Vol. 49(9). – P. 1465–1476.
8. Olfati-Saber, R. Consensus problems in networks of agents with switching topology and time-delays [Text] / R. Olfati-Saber, R.M. Murray // IEEE Trans. on Automatic Control. – 2004. – Vol. 49(9). – P. 1520–1533.

9. **Moallemi, C. C.** Consensus propagation [Text] / C. C. Moallemi, B. V. Roy // IEEE Trans. on Information Theory. – 2006. – Vol. 52(11). – P. 4753–4766.
10. **Ren, W.** Information consensus in multivehicle control [Text] / W. Ren, R. W. Beard, E. M. Atkins // IEEE Control Systems Magazine. – 2007. – Vol. 27(2). – P. 71–82.
11. **Wu, C. W.** Synchronization and convergence of linear dynamics in random directed networks [Text] / C. W. Wu // IEEE Trans. on Automatic Control. – 2006. – Vol. 51(7). – P. 1207–1210.
12. **Alighanbari, M.** Decentralized task assignment for unmanned aerial vehicles [Text] / M. Alighanbari, J. P. How // Proc. of the 44<sup>th</sup> IEEE Conf. on Decision and Control. – 2005. – P. 35–42.
13. **Dionne, D.** Multi-UAV Decentralized Task Allocation with Intermittent Communications: the DTC algorithm [Text] / D. Dionne, C. A. Rabbath // Proc. of the American Control Conf. – 2007. – P. 1158–1164.
14. **Dias M. B** Market-based multirobot coordination: A survey and analysis [Text] / M.B Dias, R. Zlot, N. Kalra, A. Stentz // Proc. of the 45<sup>th</sup> IEEE Conf. on Decision and Control. – 2006. – Vol. 94(7). – P. 1257–1270.
15. **Kwasnica A. M.** A new and improved design for multiobject iterative auctions [Text] / A. M. Kwasnica, J.O. Ledyard, D. Porter, C. DeMartini // Management Science. – 2005. – Vol. 51(3). – P. 419–434.
16. **Atkinson, M. L.** Results Analysis of Using Free Market Auctions to Distribute Control of UAVs [Text] / M.L. Atkinson // AIAA 3<sup>rd</sup> Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit. – 2004. – P. 142–153.
17. **Sujit, P. B.** Distributed Sequential Auctions for Multiple UAV Task Allocation [Text] / P.B. Sujit, R. Beard // Proc. of the American Control Conf. – 2007. – P. 101–109.
18. **Bertsekas, D. P.** The auction algorithm for assignment and other network flow problems [Text] / D. P. Bertsekas // J. of Guidance, Control, and Dynamics. – 1989. – Vol. 4(1). – P. 159–172.
19. **Smith, S. L.** Target assignment for robotic networks: Asymptotic performance under limited communication [Text] / S. L. Smith, F. Bullo // Proc. of the American Control Conf. – 2007. – P. 1132–1144.
20. **Wilson, D. B.** Generating random spanning trees more quickly than the cover time [Text] / D. B. Wilson // Proc. of the 28<sup>th</sup> Annual ACM Symposium on the Theory of Computing. – 1996. – P. 121–133.

*Надійшла до редколегії 31.05.2015*

УДК 519.683

**В. И. Усиченко, А. В. Крюков, Д. Г. Грошелев**

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”  
имени М. К. Янгеля», г. Днепропетровск*

## **ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СТОЛКНОВЕНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ МЕТОДОМ ВЫДЕЛЕНИЯ ЭКВИДИСТАНТНЫХ ТОЧЕК НА ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ**

**Показана возможность предвычисления момента встречи находящихся на софокусных эллиптических орбитах тел, исходя из равенства их радиус-векторов в момент встречи. Рассмотрен случай невозмущенного движения.**

*Ключевые слова:* эквидистантная точка, область эквидистантных точек, фазовая кривая, фазовое пространство, истинная аномалия, софокусные орбиты, восходящий участок, нисходящий участок.

**Показано можливість розрахунку моменту зустрічі двох тіл, що перебувають на співфокусних еліптичних орбітах, виходячи з рівності їх радіус-векторів у момент зустрічі. Розглянуто випадок незбуреного руху.**

*Ключові слова:* еквідистантна точка, область еквідистантних точок, фазова крива, фазовий простір, істинна аномалія, співфокусні орбіти, висхідна ділянка, низхідна ділянка.

**If two bodies are in confocal orbits the moment of their collision can be predicted proceeding from equality of radiuses-vectors of the bodies at them to meeting. Attempt to prove this statement is undertaken in this article. Case of presence of perturbations is not considered.**

*Key words:* equidistant point, area of equidistant points, phase curve, phase space, true anomaly, confocal orbits, ascending section, descending section.

**Принятая терминология и исходные положения.** Под *космическим объектом* (КО) в дальнейшем будем понимать искусственное или естественное небесное тело, находящееся на эллиптической орбите с фокусом в центре масс центрального тела с известным гравитационным параметром  $K$ . Две равноудаленные от фокуса точки эллиптической орбиты будем называть эквидистантными точками (ЭДТ). Указанные точки могут находиться как на одной и той же, так и на различных эллиптических орбитах, имеющих общий фокус (общее центральное тело). Участок эллиптической орбиты, на котором космический объект движется от перицентра к апоцентру, для краткости будем называть восходящим. Для истинной аномалии  $\nu$ , находящегося на восходящем участке орбиты космического объекта, очевидно неравенство

$$0 \leq \nu \leq \pi.$$

Участок эллиптической орбиты, на котором выполняется неравенство

$$\pi < \nu < 2\pi,$$

соответственно будем называть нисходящим.

Пусть дано два набора оскулирующих орбитальных параметров

$$\{a_k, i_k, e_k, \Omega_k, \omega_k, \tau_{0k}\}_{k=1}^2 \quad (1)$$

для эллиптических орбит  $E_1$  и  $E_2$  соответственно. Здесь через  $\tau_0$  обозначен момент прохождения космическим объектом перицентра, остальные обозначения общепринятые.

Будем считать в первом приближении космические объекты, находящиеся на софокусных эллиптических орбитах, материальными точками. Очевидно, что столкновение (встреча) любых двух из них возможно лишь в эквидистантных точках, поскольку в момент столкновения объекты находятся в одной и той же точке мирового пространства, а следовательно, равноудалены от общего фокуса орбит. Точку же их встречи можно рассматривать как две совпадающие, но находящиеся на разных орбитах ЭДТ. Если же объекты в один и тот же момент времени  $t'$  находятся в физически различных ЭДТ, то их столкновение исключено. В случае же их прохождения через одну и ту же точку в различные моменты времени  $t_1$  и  $t_2$  возможно их тесное сближение, если  $|t_1 - t_2|$  достаточно малое. В общем же случае тесное сближение двух КО может быть и вне ЭДТ, как результат одновременного прохождения объектами близко расположенных в мировом пространстве участков орбит. Поэтому в дальнейшем речь будет идти почти исключительно о возможности встречи двух КО.

Статья посвящена рассмотрению вопроса о возможности построения, исходя из заданных выше орбитальных параметров (1), алгоритма выделения ЭДТ, в которых два КО окажутся одновременно (встреча) или в весьма близкие моменты времени (тесное сближение).

**Базовые соотношения, положенные в основу метода.** Рассмотрим случай невозмущенного движения двух космических объектов с орбитальными параметрами (1) по эллиптическим орбитам вокруг общего фокуса. При этом силами взаимного притяжения между объектами пренебрежем, что для искусственных небесных тел вполне допустимо.

Пусть в некоторый момент времени  $t$  каждый из указанных объектов равноудален от общего фокуса на расстояние  $r$ . Это равносильно утверждению о том, что они находятся или в одной и той же точке пространства (для случая столкновения) или в двух несовпадающих эквидистантных точках, расположенных на орбитах  $E_1$  и  $E_2$ . Тогда в момент  $t$  для модулей радиус-векторов  $r_{1,2}$  рассматриваемых объектов получим  $r_1(t) = r_2(t) = r$ . Из уравнений орбит  $E_1$  и  $E_2$  в полярных координатах немедленно следуют равенства

$$\frac{p_1}{1 + e_1 \cdot \cos \vartheta_1} = \frac{p_2}{1 + e_2 \cdot \cos \vartheta_2} = r, \quad (2)$$

где  $p_{1,2} = a_{1,2} \cdot (1 - e_{1,2}^2)$  – фокальные параметры каждой из орбит  $E_1$  и  $E_2$ ;  $\vartheta_{1,2}$  – истинные аномалии на момент  $t$ , а  $r$  может принимать значения только в непустой области  $D$  эквидистантных точек (рисунок, штриховка), имеющей вид

$$D = [q_1, Q_1] \cap [q_2, Q_2], \quad (3)$$

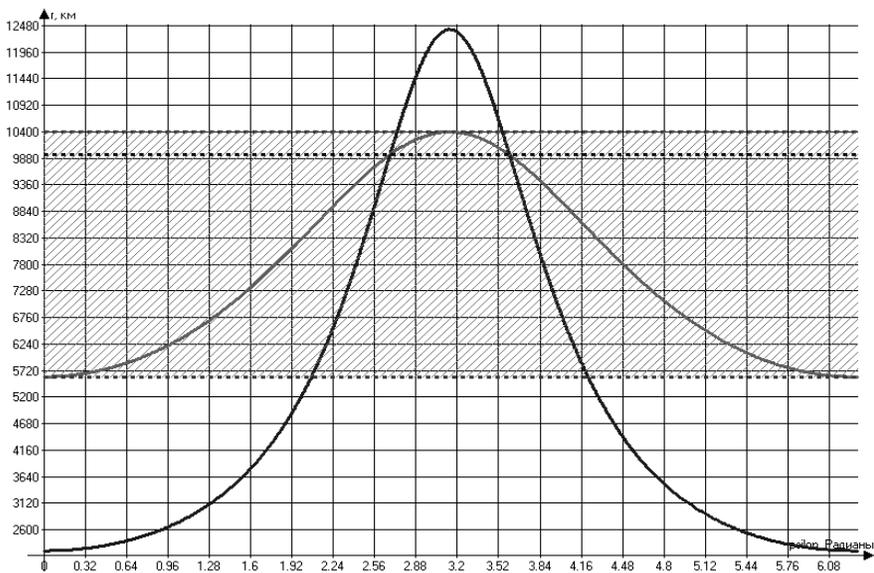
где  $q_{1,2} = a_{1,2} \cdot (1 - e_{1,2})$ ,  $Q_{1,2} = a_{1,2} \cdot (1 + e_{1,2})$  – соответственно перигейные (перигелийные) и апогейные (афелийные) расстояния первого и второго объектов.

Если  $D = \emptyset$ , то эквидистантных точек, находящихся на различных орбитах и удовлетворяющих (2), нет. В этом случае должно выполняться одно из двух неравенств  $q_1 > Q_2$  или  $q_2 > Q_1$ , что равносильно условию

$$\max\{q_1, q_2\} > \min\{Q_1, Q_2\}.$$

Последнее неравенство исключает возможность столкновения находящихся на таких орбитах космических объектов.

Область эквидистантных точек



**Область эквидистантных точек для объектов, находящихся на геоцентрических орбитах с большими полуосями  $a_1=8000$  км,  $a_2=7300$  км и эксцентриситетами  $e_1=0,3$  и  $e_2=0,7$**

На рисунку по осі абсцисс отложена истинная аномалия  $v$ , а по осі ординат – расстояние  $r$  объекта от фокуса орбиты. Если плоскость  $(v, r)$  рассматривать как двумерное фазовое пространство, то соотношения (2) дадут уравнения фазовых кривых, а точки их пересечения с прямой  $r = const \in D$  – две пары эквидистантных точек на орбитах  $E_1$  и  $E_2$ , а именно две точки на восходящих участках орбит и две на нисходящих. Особый интерес представляют точки пересечения самих фазовых кривых, о которых будет сказано несколько позже.

Далее для фиксированного  $r$  из (3) из соотношений (2) для истинных аномалий эквидистантных точек на восходящих участках орбит  $E_1$  и  $E_2$  получим

$$v_{1,2\text{восх}} = \arccos\left(\frac{p_{1,2} - r}{re_{1,2}}\right). \quad (4)$$

Для истинных аномалий ЭДТ на нисходящих участках орбит можно воспользоваться соотношениями

$$v_{1,2\text{нисх}} = 2\pi - v_{1,2\text{восх}}. \quad (5)$$

В эквидистантных точках с истинными аномалиями (4) для данного  $r$  объекты окажутся в следующие моменты времени:

– первое тело в ЭДТ на восходящем участке будет в момент времени

$$\tau(v_{1\text{восх}}) = \tau_{01} + \sqrt{\frac{p_1^3}{K}} \int_0^{v_{1\text{восх}}} \frac{d\eta}{(1 + e_1 \cos \eta)^2}; \quad (6)$$

– второе тело в эквидистантной точке на восходящей ветви орбиты будет в момент

$$\tau(v_{2\text{восх}}) = \tau_{02} + \sqrt{\frac{p_2^3}{K}} \int_0^{v_{2\text{восх}}} \frac{d\eta}{(1 + e_2 \cos \eta)^2}. \quad (7)$$

Аналогично для того же  $r$  первое тело в ЭДТ на нисходящем участке будет в момент

$$\tau(v_{1\text{нисх}}) = \tau_{01} + \sqrt{\frac{p_1^3}{K}} \int_0^{v_{1\text{нисх}}} \frac{d\eta}{(1 + e_1 \cos \eta)^2}, \quad (8)$$

а второе в эквидистантной точке нисходящего участка –

$$\tau(v_{2\text{нисх}}) = \tau_{02} + \sqrt{\frac{p_2^3}{K}} \int_0^{v_{2\text{нисх}}} \frac{d\eta}{(1 + e_2 \cos \eta)^2}. \quad (9)$$

Из изложенного следует, что в случае *одновременного* прохождения объектов через эквидистантные точки при заданном  $r$  выполняется не более двух из четырех нижеследующих равенств:

$$\begin{aligned} \tau(\mathcal{G}_{1\text{нисх}}) &= \tau(\mathcal{G}_{2\text{нисх}}); \\ \tau(\mathcal{G}_{1\text{нисх}}) &= \tau(\mathcal{G}_{2\text{восх}}); \\ \tau(\mathcal{G}_{1\text{восх}}) &= \tau(\mathcal{G}_{2\text{нисх}}); \\ \tau(\mathcal{G}_{1\text{восх}}) &= \tau(\mathcal{G}_{2\text{восх}}). \end{aligned} \quad (10)$$

Если хотя бы одно (в исключительных случаях два) из равенств (10) выполняется, то отсюда *вовсе не следует* факт столкновения космических объектов, поскольку истинность одного из равенств (10) есть лишь необходимое, но отнюдь не достаточное условие *возможного* столкновения. Ведь для столкновения требуется, чтобы объекты не просто в один и тот же момент времени оказались на равных расстояниях от общего фокуса, но и в одной и той же точке про-

странства, которая является общей, при данном  $r$ , для обеих орбит. Поэтому возникает необходимость оценки степени сближения в пространстве двух одновременно проходимых эквидистантных точек, что, вообще говоря, сделать несложно.

Действительно, пусть имеет место, например, третье из равенств (10), то есть при некотором  $r$  первый объект находится в эквидистантной точке на восходящем участке орбиты, а второй в этот же момент времени – в эквидистантной точке на нисходящей ветви своей орбиты. Тогда аргумент широты  $u_1$  в рассматриваемый момент времени для первого объекта будет равен

$$u_1 = v_{1\text{восх}} + \omega_1.$$

Соответственно для второго объекта получим

$$u_2 = v_{2\text{нисх}} + \omega_2.$$

Далее находим экваториальные прямоугольные координаты каждой из одновременно проходимых эквидистантных точек [1; 3]

$$\begin{aligned} X_{1,2} &= r \left( \cos u_{1,2} \cos \Omega_{1,2} - \sin u_{1,2} \sin \Omega_{1,2} \cos i_{1,2} \right); \\ Y_{1,2} &= r \left( \cos u_{1,2} \sin \Omega_{1,2} + \sin u_{1,2} \cos \Omega_{1,2} \cos i_{1,2} \right); \\ Z_{1,2} &= r \sin u_{1,2} \sin i_{1,2} \end{aligned} \quad (11)$$

и расстояние  $\Delta$  между ними

$$\Delta = \sqrt{(X_1 - X_2)^2 + (Y_1 - Y_2)^2 + (Z_1 - Z_2)^2}. \quad (12)$$

Выполнение одного из равенств (10) (в нашем предположении третьего) в сочетании с выполнением условия  $\Delta=0$  для соответствующих эквидистантных точек уже можно рассматривать как достаточное условие столкновения двух КО, рассматриваемых как материальные точки. В случае реальных объектов условие  $\Delta=0$  можно заменить менее строгим, имеющим вид  $\Delta \leq R_{\text{кр}1} + R_{\text{кр}2}$ , где  $R_{\text{кр}1,2}$  – критические радиусы объектов [2].

**Допустимые расстояния для области эквидистантных точек, организация алгоритма и некоторые особые случаи.** Из соотношения (3) следует, что множество находящихся на различных орбитах эквидистантных точек будет не пустым, если для  $r$  из (2) выполняется двойное неравенство (рисунок),

$$\max \{q_1, q_2\} \leq r \leq \min \{Q_1, Q_2\}, \quad (13)$$

где, как и ранее,

$$q_{1,2} = a_{1,2} \cdot (1 - e_{1,2}), \quad Q_{1,2} = a_{1,2} \cdot (1 + e_{1,2})$$

соответственно перигейные и апогейные расстояния объектов.

Из всего вышесказанного теперь можно сделать вывод, что для поиска моментов одновременного прохождения двумя КО эквидистантных точек следует для всех  $r$  из (13) вычислить величины (4), (5), затем времена (6) – (9). В случае выполнения одного из равенств (10) – вычислить (12) и по величине  $\Delta$  сделать вывод о наличии столкновения или тесного сближения вблизи эквидистантных точек.

Необходимо отметить, что не исключены случаи выполнения двух из четырех равенств (10) для одного и того же  $r$ , например четвертого и первого. Это будет иметь место, если время перелета от эквидистантных точек на восходящих участках орбит до эквидистантных точек на нисходящих участках одно и то же для каждого из объектов, то есть если  $I_1 = I_2$ , где

$$I_{1,2} = \sqrt{\frac{p_{1,2}^3}{K}} \int_{v_{1,2\text{восх}}}^{v_{1,2\text{нисх}}} \frac{dv}{(1 + e_{1,2} \cos v)^2}. \quad (14)$$

При необходимости можно рассмотреть и другие возможные случаи с получением соответствующих критериев.

Возможен также случай, когда при некотором  $r$  эквидистантные точки на восходящих и нисходящих участках орбит имеют равные истинные аномалии. Значения этих аномалий несложно получить из (2), положив  $v_1 = v_2$ . Указанному случаю соответствует проходящая через точки пересечения кривых пунктирная прямая на рисунке .

**Выводы.** Применение рассмотренного метода прогнозирования встречи КО в результате выделения области эквидистантных точек (13) позволяет избежать расчета расстояния (12) для всех без исключения точек обеих орбит. Такое «лобовое» решение задачи неизбежно потребует организации двойного цикла по истинным аномалиям и отрицательно скажется на быстродействии алгоритма.

В случае пустоты множества (3) рассмотренный метод позволяет без каких-либо вычислений определять пары софокусных эллиптических орбит, заведомо исключающих столкновения находящихся на них КО.

В случае возмущенного движения элементы орбиты есть функции времени. Кеплерова орбита, задаваемая элементами (1), касается истинной (возмущенной) орбиты в точке, где КО находился на момент получения орбитальных параметров (1). В течении некоторого промежутка времени (его длительность зависит от величины и характера возмущений), когда кеплерова орбита остается очень близкой к истинной, можно предположить применимость метода ЭДТ для невозмущенного случая. В дальнейшем фазовые кривые рисунка постепенно «плывут», меняют свою форму, и вычисление моментов прохождения телами ЭДТ усложняется необходимостью учета вариаций орбитальных параметров. Случай возмущенного движения, очевидно, представляет собой самостоятельную задачу и будет рассмотрен отдельно.

### Библиографические ссылки

1. Основы теории полета космических аппаратов [Текст] / под ред.: Г. С. Нариманова, М. К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 576 с.
2. **Лабуткина, Т. В.** Информационная система для задач анализа конфликтности многоэлементного множества орбитальных объектов [Текст] / Т. В. Лабуткина, А. Н. Петренко // Радиоэлектрон. та комп'ютер. системи. – 2013. – №3(62) – С. 92 – 101.
3. **Бордовицына, Т. В.** Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы [Текст] / Т. В. Бордовицына, В. А. Авдюшев – Томск: Изд-во Томск. ун-та, 2007. – 175 с.

*Надійшла до редколегії 14.05.2015*

УДК 678.049:[665.11+547.7]:678.074:678.01

**В. А. Федорук, К. Е. Варлан, Э. А. Спорягин**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

### **ВЛИЯНИЕ ЭФИРСОДЕРЖАЩИХ ПЛАСТИФИКАТОРОВ ИЗ ВОЗОБНОВЛЯЕМОГО СЫРЬЯ НА РЕОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА СМЕСЕВЫХ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИЙ**

**В результате реологических исследований высоконаполненных композиций на основе жидкого каучука СКН-10 КТР доказана возможность замены пластифи-**

**катора диоктилфталата на продукты переработки возобновляемого растительного сырья. Предложен подход к сопоставительной оценке влияния пластификаторов на реологические свойства композиции.**

*Ключевые слова:* композиции высоконаполненные, каучук, пластификатор, сырьё возобновляемое, реологические свойства, совместимость.

**У результаті реологічних досліджень високонаповнених композицій на основі рідкого каучуку SKN-10 КТР доведено можливість заміни пластифікатора діоктилфталату на продукти переробки поновлюючої рослинної сировини. Запропоновано підхід до порівняльної оцінки впливу пластифікаторів на реологічні властивості композицій.**

*Ключові слова:* композиції високонаповнені, каучук, пластифікатор, поновлююча сировина, реологічні властивості, сумісність.

**Rheological studies of highly filled compositions based on liquid rubber SKN-10 CTD showed the possibility of replacement of plasticizer dioctylphthalate on renewable plant raw materials. The approach to comparative assessment of the influence of plasticizers on the rheological properties of the composition has been proposed.**

*Key words:* highly filled compositions, rubber, plasticizer, renewable raw materials, rheological properties, compatibility.

**Введение.** Полимерные композиционные материалы (ПКМ) имеют первостепенное значение в различных отраслях техники. Среди ПКМ важное место занимают высоконаполненные энергонасыщенные материалы, например пиротехнические составы и смесевые ракетные твёрдые топлива (СРТТ). К основным компонентам полимерных композиций относятся пластификаторы, которые обеспечивают необходимый уровень эксплуатационных и технологических характеристик [2]. Пластификаторы являются неотъемлемыми компонентами рецептур СРТТ [6]. Их вводят в смесевые композиции для интенсификации диспергирования порошкообразных компонентов, снижения вязкости и улучшения перерабатываемости топливных масс [7]. Это имеет особое значение при переработке данных полимерных композиций (ПК), например, методом свободного литья под вакуумом. Поэтому реологические свойства смесевых ПК относят к числу важнейших технологических характеристик, а выявление закономерностей регулирования этих свойств является актуальной научно-практической задачей.

**Постановка задачи.** В качестве пластификаторов для СРТТ в основном используют эфиры синтетических дикарбоновых кислот: диоктилфталат (ДОФ), диоктилсебацат (ДОС) и др. В настоящее время отечественная химическая промышленность ДОФ и ДОС практически не выпускает. Кроме того, основу сырьевой базы для производства пластификаторов составляют ископаемые углеводороды – нефть и газ. Однако в соответствии с обоснованными прогнозами уже в ближайшие десятилетия запасы нефти и газа сократятся настолько, что не смогут удовлетворять потребности мировой индустрии. Поэтому сейчас наблюдается тенденция использования в производстве ПКМ пластификаторов на основе натурального сырья: масла и продукты их эпоксицирования, высшие жирные кислоты и их эфиры [4]. В производстве полимерных материалов широко представлены соединения фуранового ряда [3].

Целью данного исследования явилось выяснение возможности замены традиционных (ДОФ) пластификаторов высоконаполненных полимерных композиций (ВПК) на продукты переработки возобновляемого сырья растительного происхождения, а также выявление закономерностей влияния пластификатора на реологические свойства композиции.

**Экспериментальная часть.** В качестве соединений с предполагаемыми пластифицирующими свойствами (ПС) использовали:

- масло соевое гидратированное ГОСТ 7825-96 (СМ);

– пластифікатор «АрСтаб-1701» ТУУ 24.1-32926424-001:20132 на основі епоксидованого соєвого масла;

– продукти реакції фурфурилгліцидилового ефіра (ЕФ) ТУ 6-09-5208-85 і жирних кислот: неоеканової (НДК-ЕФ), 2-етилгексанової (ЕГК-ЕФ), пальмітинової (ПК-ЕФ), олеїнової (ОК-ЕФ) і стеаринової (СК-ЕФ).

В якості стандартного пластифікатора використовували ДОФ ГОСТ 8728-88.

Для отримання ПЛ на основі ЕФ розрахункові кількості гліцидилового ефіра і відповідної кислоти поміщали в лабораторний реактор, снабжений мешалкою, пробоотборником і патрубком для підводу інертного газу (азоту). Туди ж вводили каталізатор – тетрабутиламоній бромистий в кількості 5 % від загальної маси реагентів (варіант А) або спеціально підготовлений аніоніт АМ-п ОСТ 95.291-86 в кількості 10 % від загальної маси реагентів (варіант Б). Реакційну масу термостатували при 80 °С і перемішували в течение 8 ч під шаром азоту. Далі масу вивержували в герметичній ємкості при 100° С. Процес вважали завершеним при досягненні ступеня перетворення реагентів більше 96 %.

*Варіант А.* По досягненні заданої ступеня перетворення реагентів реакційну масу промивали водою до відсутності реакції промивних вод на бромід-іон. Решток вологи видаляли азеотропної отгонкою з бензолом, після чого продукт вакуумували при 2,7–3 кПа і 70–80 °С.

*Варіант Б.* Підготовка каталізатора заключалася в наступному. 10 см<sup>3</sup> аніоніта АМ-п завантажували в іонообмінну колонку і через шар пропускали 50 мл 1 N HCl в течение 1 ч. Далі шар промивали водою до нейтральної реакції промивних вод. Продукт поміщали тонким шаром на фільтрувальну папір і вивержували на повітрі 8–10 ч, після чого обробляли 20 мл ацетона, фільтрували на нутч-фільтрі і сушили при 110 °С до постійної маси. Продукт зберігали в герметичній ємкості.

Після завершення реакції по варіанту Б продукт відділяли від каталізатора фільтруванням або декантацією і в наступному використовували без додаткової обробки.

Глибину перетворення реагентів визначали по залишковому вмісту епоксидних і карбоксильних груп в пробах реакційної суміші. Контроль здійснювали потенціометричним титруванням з допомогою іономера універсального ЭВ-74 і комбінованого електрода ЭСК-10601/7. Для цього аналітичну навеску реакційної суміші в кількості 0,1–0,15 г розчиняли в 5 мл суміші, отриманої з 1 мл концентрованої соляної кислоти і 50 мл ацетона. Розчин і таке ж кількість суміші для холостої проби вивержували в герметичних ємкостях при однакових умовах 1 ч. Об'єми аналітичної і холостої проб доводили до 20 мл додаванням спирту і титрували 0,1 N спиртовим розчином лугу.

Вплив досліджуваних пластифікаторів на реологічні властивості ВПК вивчали на прикладі модельних сумішей, імітують СРТТ. Для цього замість вибухоп небезпечних мінеральних окислювачів, перхлората або нітрату, використовували інертний хлорид калію. Суміші мали наступний склад (табл.1):

Таблиця 1

Склади модельних сумішей

Компонент	Вміст компонентів, %				
	1	2	3	4	5
КСІ	77,90	77,90	77,90	77,90	77,90
СКН-10 КТР	17,80	17,80	17,80	17,80	17,80
ПЛ	-	1,07	2,15	3,23	4,30
ДОФ	4,30	3,23	2,15	1,07	-

Хлорид измелчали, сушили в термошкафу при 105–110 °С до постоянной массы и отсеивали, отбирая фракции менее 130 мкм и 130–160 мкм. Фракции минерального наполнителя смешивали в соотношении 40:60 соответственно. Композиции готовили смешением расчётных количеств компонентов на лабораторном смесителе до получения однородной пластичной массы.

Влияние ПЛ на реологические свойства ВПК исследовали с помощью ротационного вискозиметра «Реотест-2» с конусно-пластиночным измерительным устройством. По результатам измерений прибора строили зависимости динамической вязкости  $\eta$  от сдвигового напряжения  $\tau$ .

**Результаты и их обсуждение.** Синтезированные продукты взаимодействия ЭФ с НДК, ЭГК и ОК – вязкие жидкости бурого цвета. Продукт ПК-ЭФ – бурая пластичная масса с температурой каплепадения ( $T_k$ ) 32–34 °С. Продукт СК-ЭФ – тёмная воскоподобная масса с  $T_k$  56–60 °С.

Как известно, наиболее активными катализаторами раскрытия эпоксидного цикла являются четвертичные аммониевые или пиридиниевые соли. Однако в связи с их предрасположенностью к совмещению с органическими средами, как и в нашем случае, возникает проблема удаления катализатора из продукта. Она может быть устранена путём использования гетерогенных катализаторов, легко отделяемых от реакционной массы. Целесообразность такого подхода проверена в процессе получения ПЛ на основе ЭФ по вариантам А и Б. Было установлено, что процесс по варианту А характеризуется более высокой скоростью конверсии, чем по варианту Б. Например, при синтезе НДК-ЭФ по варианту А в течение 2 ч конверсия реагентов составила около 90 %, в то время как в условиях синтеза по варианту Б за то же время – не более 70 %. Однако меньшая скорость превращения компенсируется большей технологичностью процесса и возможностью регенерации катализатора.

Одним из основных требований к компонентам ПК является их термодинамическая совместимость, в частности совместимость полимерного связующего и пластификатора. При составлении рецептур многокомпонентных композиций подбор и оптимизация их составов имеют, как правило, эмпирический характер. Этот процесс может быть облегчён при наличии критерия, позволяющего прогнозировать совместимость компонентов, а также характеристики смесей. Подобные критерии известны, например, для оценки растворимости полимеров в различных растворителях. Вероятность растворения оценивают по соотношению параметров растворимости Гильдебранда  $\delta$  или с помощью критерия растворимости, предложенного Аскадским [1]. С учётом физико-химического подобия отдельных стадий процессов растворения и пластификации полимеров рассмотрена возможность применения критерия растворимости для оценки совместимости исследуемых ПЛ с каучуком СКН-10 КТР, а также прогнозирования их влияния на реологические свойства ВПК. Указанный критерий представляет собой неравенство

$$\mu < 1,374\Phi \left( \Phi - \sqrt{\Phi^2 - 1 + \frac{\gamma_{12}}{\gamma_1}} \right), \quad (1)$$

где

$$\mu = \frac{\delta_2^2}{\delta_1^2}; \quad \Phi = \frac{4(V_1V_2)^{\frac{1}{3}}}{\left( V_1^{\frac{1}{3}} + V_2^{\frac{1}{3}} \right)^2};$$

$\delta_1^2$  и  $\delta_2^2$  – плотности энергий когезии соответственно ПЛ и каучука, МДж/м<sup>3</sup> ( $\delta_1$  и  $\delta_2$  – параметры растворимости Гильдебранда соответственно ПЛ и

каучука);  $V_1$  и  $V_2$  – мольные объёмы соответственно ПЛ и каучука;  $\gamma_1$  – поверхностное натяжение ПЛ, мН/м;  $\gamma_{12}$  – межфазное натяжение в системе ПЛ каучук, мН/м.

Параметры растворимости находили из выражения

$$\delta = \left[ \frac{\dot{a} \Delta \dot{A}_i^*}{N_A \sum \Delta V_i} \right]^{0,5}, \quad (2)$$

где  $E_i^*$  – вклад в энергию когезии  $i$ -го атома или типа межмолекулярного взаимодействия, Дж·моль<sup>-1</sup>;  $\Delta V_i$  – инкремент объёма  $i$ -го атома в соединении, Å<sup>3</sup>;  $N_A$  – число Авогадро.

Величины межфазного натяжения рассчитывали по формуле

$$\gamma_{12} = \gamma_1 + \gamma_2 - 2\Phi(\gamma_1\gamma_2)^{0,5}, \quad (3)$$

где  $\gamma_2$  – поверхностное натяжение каучука.

Значения поверхностного натяжения брались из источников [2; 5] или рассчитывались по формуле

$$\gamma_i = A_j \frac{\sum \Delta E_i^*}{(\sum \Delta V_i)^{\frac{2}{3}}}, \quad (4)$$

где  $A_j$  – коэффициент, равный 0,0287 для углеводородов, сложных эфиров, альдегидов, кетонов, нитросоединений; 0,0181 для спиртов и кислот; 0,0229 для нитрилов.

Значения инкрементов атомных энергий и объёмов, а также формулы (1) – (4) взяты из источника [1]. Рассчитанные по ним величины приведены ниже (табл. 2).

Как видно из данных в табл. 2, условие неравенства (1) соблюдается для всех исследуемых ПЛ (величины  $\Delta$  положительные). Экспериментальная проверка показала полную совместимость ПЛ с каучуком в широком интервале их соотношений, что указывает на возможность применения критерия (1) для априорной оценки совместимости компонентов.

Так как предварительные исследования показали некоторое подобие в поведении НДК-ЭФ и ЭГК-ЭФ, а консистенция СК-ЭФ оказалась недостаточной для получения однородных ВПК без нагревания, в дальнейших исследованиях из производных ЭФ использовали НДК-ЭФ, ПК-ЭФ и ОК-ЭФ. Следует отметить, что смесь КС1 и каучука без добавления ДОФ и ПЛ представляет собой непластичную рыхлую массу.

Таблица 2

**Характеристики для оценки термодинамической совместимости каучука СКН-10 КТР и исследуемых пластификаторов**

Соединение	Характеристика								
	$\sum \Delta E_i^*$	$\sum \Delta V_i$	$\delta$	$\Phi$	$\gamma$	$\gamma_{12}$	$\mu$	$\Psi^*$	$\Delta^{**}$
СКН-10 КТР	158769,3	3564,7	17,6	-	39,8	-	-	-	-
НДК-ЭФ	24495,6	337,4	22,5	0,954	38,3	3,6	0,61	1,165	0,552
ЭГК-ЭФ	23409,4	308,1	23,0	0,948	38,9	4,1	0,59	1,151	0,565
ОК-ЭФ	29658,0	475,5	20,8	0,972	36,9	2,2	0,71	1,209	0,495
ПК-ЭФ	28784,2	418,3	21,9	0,968	39,0	2,5	0,65	1,233	0,586
СК-ЭФ	30076,4	452,5	21,5	0,972	38,7	2,2	0,67	1,242	0,572
ДОФ	19558,8	418,0	18,0	0,986	33,0	1,4	0,95	1,183	0,231
АрСтаб-1701	56084,1	1051,1	19,3	0,966	41,1	2,7	0,83	1,260	0,426
СМ	39997,9	1048,3	16,3	0,999	33,1	0,4	1,17	1,237	0,070

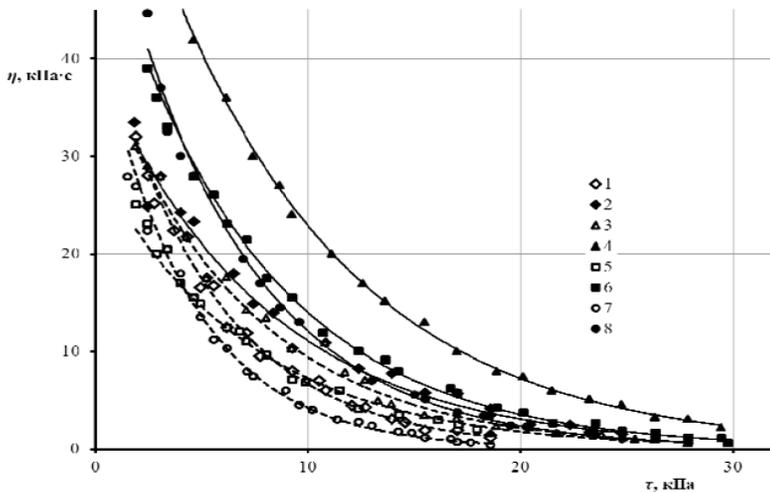
\*  $\Psi = 1,374\Phi \left( \Phi - \sqrt{\Phi^2 - 1 + \frac{\gamma_{12}}{\gamma_1}} \right)$ ; \*\*  $\Delta = \Psi - \mu$ .

Реологические исследования показали, что ПК являются типичными псевдопластическими жидкостями, для которых характерно снижение эффективной вязкости с ростом сдвигового напряжения (рисунок).

Полученные зависимости  $\eta(\tau)$  для всех ПЛ, ДОФ и соотношений ПЛ:ДОФ аппроксимируются экспоненциальными трендовыми линиями с величинами достоверности аппроксимации  $R^2 > 0,985$ :

$$\eta = Ae^{-\alpha\tau}. \tag{6}$$

Как видно, коэффициент  $A$  в уравнении (6) удовлетворяет условию  $A = \lim_{\tau \rightarrow 0} \eta$ . Поэтому есть основание трактовать его как величину, соответствующую так называемой наибольшей ньютоновской вязкости  $\eta_0$  псевдопластических жидкостей, и использовать как некий характеристический параметр. Коэффициент  $\alpha$  можно рассматривать как показатель степени «отклика» системы на сдвиговую нагрузку или характеристику плотности энергии всех нехимических связей, образующих флуктуационную структурную сетку. Ниже приведены значения  $\eta_0$  (табл. 3) и  $\alpha$  (табл. 4) для исследованных ВПК.



**Зависимость динамической вязкости  $\eta$  от напряжения сдвига  $\tau$  композиций, содержащих 4,3 % пластификаторов: ДОФ (1, 2), НДК-ЭФ (3, 4), ПК-ЭФ (5, 6), АрСтаб-ЭФ (7, 8) при температурах 40 °С (1, 3, 5, 7) и 50 °С (2, 4, 6, 8)**

Таблица 3

**Значения наибольшей ньютоновской вязкости  $\eta_0$  композиций**

Пластификатор	Т, °С	$\eta_0$ , кПа·с для соотношения ПЛ:ДОФ (мас. ч)				
		100:0	75:25	50:50	25:75	0:100
НДК-ЭФ	40	40,7	44,6	35,5	44,9	45,5
	50	68,9	70,4	61,1	70,1	40,3
ОК-ЭФ	40	94,7	39,5	39,1	36,9	45,5
	50	103,2	76,8	67,5	66,0	40,3
ПК-ЭФ	40	29,6	32,3	43,3	34,5	45,5
	50	54,2	49,7	67,0	45,0	40,3
АрСтаб-1701	40	44,1	36,5	81,3	41,8	45,5
	50	57,7	72,6	147,4	125,5	40,3
СМ	40	40,7	42,2	85,9	57,4	45,5
	50	41,4	114,0	83,4	70,9	40,3

Значення коефіцієнта  $\alpha$  в уравнении (6)

Пластификатор	Т, °С	$-\alpha$ , кПа <sup>-1</sup> для соотношения ПЛ:ДОФ (мас. ч.)				
		100:0	75:25	50:50	25:75	0:100
НДК-ЭФ	40	0,146	0,151	0,140	0,150	0,192
	50	0,112	0,134	0,115	0,163	0,129
ОК-ЭФ	40	0,151	0,146	0,146	0,143	0,192
	50	0,138	0,141	0,134	0,162	0,129
ПК-ЭФ	40	0,138	0,136	0,151	0,139	0,192
	50	0,137	0,170	0,110	0,138	0,129
АрСтаб-1701	40	0,235	0,155	0,260	0,230	0,192
	50	0,159	0,160	0,126	0,152	0,129
СМ	40	0,179	0,186	0,205	0,208	0,192
	50	0,123	0,150	0,137	0,158	0,129

Сопоставление полученных значений  $\eta_0$  при 40 °С указывает на то, что исследованные ПЛ, за исключением ОК-ЭФ, по эффективности влияния на реологические характеристики ВПК не уступают, а в некоторых случаях превосходят ДОФ. При этом для всех ПЛ наблюдается общая закономерность: если для ВПК на чистом ДОФ при нагревании происходит характерное снижение вязкости, то замена ДОФ на любой из ПЛ приводит к заметному увеличению вязкости при повышении температуры от 40 до 50 °С. Такая же картина имеет место для композиций, содержащих ПЛ и ДОФ в различных соотношениях. Причину такой зависимости вязкости от температуры можно объяснить, исходя из особенностей химической структуры ПЛ и закономерностей поведения цепных молекул в жидких средах. Молекулы ПЛ представляют собой протяжённые линейные или разветвлённые структуры, содержащие полярные и неполярные группы. Кроме блокирования активных центров молекул связующего, эти группы способны участвовать в различного рода внутри- и межмолекулярных нехимических взаимодействиях. При этом, по сравнению с ДОФ, для всех ПЛ характерны большие конформационные наборы. В связи с этим с ростом температуры и подвижности сегментов молекул ПЛ увеличивается количество межмолекулярных флуктуационных связей, приводящих к возникновению дополнительной так называемой структурной вязкости. В большей степени это свойственно ПЛ, имеющим в молекулярных структурах, кроме полярных сложноэфирных, гидроксильные и другие кислородсодержащие, а в случае ОК-ЭФ, АрСтаб и СМ – непредельные группы. Следует отметить, что какой-то определённой зависимости вязкости от соотношения ПЛ:ДОФ не выявлено. Для каждой пары пластификаторов наблюдается максимум вязкости ВПК при некотором их соотношении. Это указывает на множественность механизмов взаимодействия компонентов в исследуемых ВПК.

Увеличение температуры, как правило, приводит к снижению величины  $-\alpha$  для всех исследованных ВПК. Это обстоятельство можно рассматривать как косвенное подтверждение вышеприведённых соображений относительно природы возрастания вязкости ВПК с температурой. С увеличением плотности флуктуационной сетки снижается доля разрушаемых связей при постоянном сдвиговом напряжении, что приводит к уменьшению относительного изменения вязкости. Поэтому по величине коэффициента  $-\alpha$  можно судить о количестве и прочности связей, образующих флуктуационную структуру. Как видно из табл. 4, в большей степени значение коэффициента снижается в системах с АрСтаб-1701 и СМ-соединениями с разветвлённым молекулярным строением, способствующем образованию плотной пространственной структуры.

**Выводы.** Проведенные реологические исследования модельных ВПК показали возможность использования вместо традиционного пластификатора ДОФ соединений, полученных на основе продуктов переработки возобновляемого растительного сырья: фурфурола, жирных кислот, соевого масла. Использование в качестве ингредиентов ПК соединений с эпоксидными и фурановыми циклами, имеющими известную реакционную способность, позволяет ожидать улучшения эксплуатационных свойств ПКМ, обусловленного химическим связыванием с полимерной матрицей.

Для оценки термодинамической совместимости пластификатора и связующего в композиции может быть применен подход, известный для оценки растворимости полимеров.

Показано, что зависимость динамической вязкости от напряжения сдвига для всех исследованных модельных ВПК удовлетворительно описывается экспоненциальным уравнением. Коэффициенты аппроксимирующей функции могут рассматриваться как характеристические показатели для сопоставительного анализа влияния пластификаторов на реологические свойства высоконаполненных жидковязких полимерных композиций.

### Библиографические ссылки

1. **Аскадский, А. А.** Компьютерное материаловедение полимеров [Текст] / А. А. Аскадский, В. И. Кондращенко.–М.: Науч. мир, 1999. – Т. 1: Атомно-молекулярный уровень. – 544 с.
2. **Берштейн, Р. С.** Пластификаторы для полимеров [Текст] / Р. С. Берштейн, В. И. Кирилович, Ю. Е. Носовский. – М.: Химия, 1982. – 200 с.
3. **Воробьёва, Г. Я.** Химическая стойкость полимерных материалов [Текст] / Г. Я. Воробьёва. – М.: Химия, 1981. – 296 с.
4. **Готлиб, Е. М.** Пластификация полярных каучуков, линейных и сетчатых полимеров [Текст]: монография / Е. М. Готлиб. – Казань: Изд-во Казан. гос. технол. ун-та, 2008. – 286 с.
5. **Полоз, А. Ю.** Основные физико-химические характеристики и адгезионные свойства низкомолекулярных каучуков [Текст] / А. Ю. Полоз, Ю. Н. Ващенко, Т. В. Данилейко // Вопр. химии и хим. технологии. – 2004. – № 1. – С. 127–132.
6. **Фиошина, М. А.** Основы химии и технологии порохов и твердых ракетных топлив [Текст] / М. А. Фиошина, Д. Л. Русин. – М.: РХТУ им. Д.И. Менделеева, 2001. – С. 61.
7. **Цуцуран, В. И.** Военно-технический анализ состояния и перспективы развития ракетных топлив [Текст] / В. И. Цуцуран, Н. В. Петрухин, С. А. Гусев. – М.: МО РФ, 1999. – 332 с.

*Надійшла до редколегії 26.05.2015*

УДК 004.94

**В. Д. Халипова**

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **ВЫБОР МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОБРАБОТКИ ТЕСТОВОЙ ИНФОРМАЦИИ О КРАТКОВРЕМЕННЫХ СОСТОЯНИЯХ ПСИХИКИ ЛИЧНОСТИ**

Рассмотрена математическая модель обработки ответов теста оперативной оценки самочувствия, активности, настроения на основе нечеткой логики. Доказано, что сравнительный анализ обработки результатов тестирования по теории не-

© В. Д. Халипова, 2015

**четкой логики и теории вероятности позволяет сделать вывод о том, что два подхода в данном случае равноценны.**

*Ключевые слова:* кратковременные состояния психики, функции принадлежности, обработка тестовой информации.

**Розглянуто математичну модель обробки відповідей тесту оперативної оцінки самопочуття, активності, настрою на основі нечіткої логіки. Доведено, що порівняльний аналіз обробки результатів тестування за теорією нечіткої логіки та теорії ймовірностей дозволяє зробити висновок про те, що два підходи в даному випадку рівноцінні.**

*Ключові слова:* короткочасні стани психіки, функції приналежності, обробка тестової інформації.

**In the article the mathematical model of test response treatment for rapid assessment of health, activity, mood, based on fuzzy logic is considered. Comparative analysis of the test results processing according to the theory of fuzzy logic and probability theory leads to the conclusion that the two approaches are equivalent in this case.**

*Key words:* short-term state of mind, the membership function, test data processing.

**Введение.** При анализе причин аварий, техногенных катастроф и других чрезвычайных происшествий говорят о так называемом человеческом факторе. Поэтому необходим учет субъективных факторов для обеспечения правильности, своевременности и обоснованности принятия решений.

К таким факторам при принятии решения относятся и психоэмоциональные состояния человека. Учет этих факторов затруднен за счет их нестационарного, кратковременного характера. Поэтому необходим текущий контроль операторов некоторых специальностей перед выходом на работу и в процессе выполнения ими своих профессиональных обязанностей.

Кратковременные состояния психики диагностируют по методике оперативной оценки самочувствия, активности, настроения. Разработана математическая модель обработки результатов тестирования на основе теории вероятности, предлагается рассмотреть данную задачу в теории нечетких множеств. Была исследована математическая модель обработки тестовой информации с помощью теории нечеткой логики, а также приведено сравнение вероятностей принятия решений по теориям нечеткой логики и вероятности.

**Постановка задачи.** Объективная информация о текущем состоянии оператора в ряде случаев позволяет своевременно выявлять его неадекватное поведение, заменить другим человеком.

Кратковременное психоэмоциональное состояние людей описывается самочувствием, активностью, настроением. Самочувствие – комплекс субъективных ощущений, отражающих степень физиологической и психологической комфортности состояния человека. Активность – одна из характеристик психики, от которой зависит продуктивность психической деятельности. Определяется индивидуально-личностными свойствами человека, присущим ему уровнем побуждений, жизненным тонусом. Настроение – сравнительно продолжительное, устойчивое психическое состояние умеренной или слабой интенсивности, проявляющееся в качестве положительного или отрицательного эмоционального фона психической жизни индивида.

Для оценки выраженности свойств в 1973 г. В.А.Доскиным, Н.А.Лаврентьевой, В.Б.Шарай, М.П.Мирошниковым была разработана методика диагностики оперативной оценки самочувствия, активности, настроения [2]. В классическом варианте теста испытуемому предоставлены пары противоположных характеристик, по 10 пар на свойство. Для самочувствия, например, одной из пар таких характеристик является «самочувствие хорошее – самочувствие плохое». Если рассматривать ответы-решения как случайные события, зависящие от состояния челове-

ка, то можна їх обробляти з допомогою теорії ймовірності [1]. Вираженість кожної пари характеристик оцінюється балами: крайня ступінь вираженості негативного полюса пари оцінюється в один балл, а позитивного – в п'ять баллів.



**Рис. 1. Пример оценки в баллах степени выраженности пары характеристик**

Человек часто использует нечеткие лингвистические оценки в своей жизнедеятельности, например «хороший, плохой, нормальный», естественно, что он так же легко их и понимает. Данное предположение можно сделать и потому, что психологам в своей практике приходится опираться на свои нечеткие лингвистические оценки, создавать по ним предположения о личности и ее состоянии.

Более естественно представить каждую пару крайних вариантов выраженности характеристики в виде лингвистической переменной, значениями которой являются слова или словосочетания естественного языка, что позволит вместо числовых оценок использовать более понятные лингвистические. Например, для рассмотренной пары это будет одна лингвистическая характеристика «самочувствие», для которой испытуемый может выбрать степени выраженности «очень хорошее», «хорошее», «среднее состояние», «плохое», «очень плохое». В качестве значений (термов) лингвистической переменной выбраны «плохо», «норма», «хорошо». Испытуемому необходимо выбрать степень выраженности, которая соответствует его состоянию. Данные степени выраженности являются значениями универсального множества  $x$ : 1 («очень плохо»), 2 («плохо»), 3 («нормально»), 4 («хорошо»), 5 («очень хорошо»). Функции принадлежности позволяют для произвольного элемента универсального множества вычислить степень его принадлежности нечеткому множеству. Определение характеристик нечеткими лингвистическими переменными предусматривает обработку результатов тестирования по теории нечеткой логики. Для ответов по каждому свойству необходима своя обработка с помощью системы нечеткого вывода, классификатора.

- Самочувствие очень хорошее
- Самочувствие хорошее
- Среднее состояние
- Самочувствие плохое
- Самочувствие очень плохое

**Рис. 2. Представление характеристики «самочувствие» в виде степеней выраженности для выбора испытуемым**

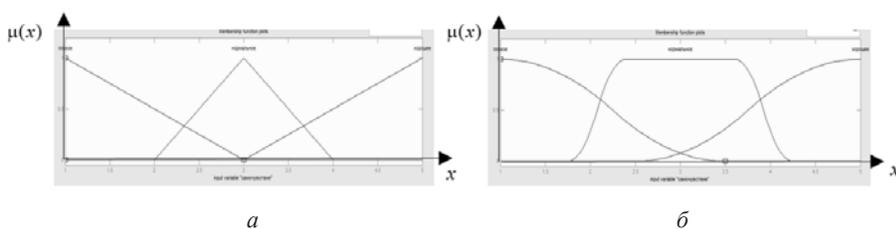
Принимаемые решения, например нормальное или хорошее, плохое самочувствие личности, будут зависеть от вида функций принадлежности. Необходимо выбрать такие функции принадлежности, применение которых в системе нечеткого вывода давало бы высокую достоверность правильного решения.

Интересным вопросом является сравнение подходов нечеткой логики и теории вероятности в обработке результатов рассматриваемого теста: применение

какого из них более целесообразно? Сравнение вероятностей правильных решений по двум подходам даст ответ на этот вопрос.

**Методы и способы исследования.** Для выбора необходимых функций принадлежности рассмотрим их несколько вариантов. Предполагаемый вид функций принадлежности (ФП) должен соответствовать следующим критериям: для терма «плохо» максимум  $\mu_n(1)=1, \mu_n(2) \approx 0,7$  и  $\mu_n(3)=0$ , поскольку это уже соответствует максимальному значению «нормы». Для терма «норма» максимум в значении универсального множества  $\mu_n(3)=1, \mu_n(2), \mu_n(4) \approx 0,3$  и  $\mu_n(1), \mu_n(5)=0$ . Для терма «хорошо» максимум  $\mu_x(5)=1, \mu_x(4) \approx 0,7$  и  $\mu_x(3)=0$ . Таким образом, для каждой функции принадлежности важны три точки. Из существующих видов функций принадлежности полиномиальные ФП обладают большей гибкостью [3], поэтому этот вид выбран в качестве основного для моделирования ФП нужного вида.

Рассмотрены такие варианты функций принадлежности: треугольные; полиномиальные: *s*-образная для терма «хорошо»; *z*-образная для терма «плохо»;  $\pi$ -образная ФП для терма «норма».



**Рис. 3. Вид функции принадлежности:**  
*a* – треугольные, *б* – полиномиальные

На Рис. 3 представлен общий вид треугольных и полиномиальных функций принадлежности.

Треугольная функция принадлежности

$$\mu I(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x < a, \\ (x-a)/(b-a), & \text{если } a \leq x \leq b, \\ (c-x)/(c-b), & \text{если } b \leq x \leq c, \\ 0, & \text{если } c \leq x. \end{cases}$$

*z*-образная функции принадлежности для терма «плохо»

$$\mu_{2_n}(x) = \begin{cases} 1, & \text{если } x \in (-\infty, d_1] \\ 1 - 2(x-d_1)^2 / (d_1-d_2)^2, & \text{если } x \in \left( d_1, \frac{d_1+d_2}{2} \right] \\ 2(d_2-x)^2 / (d_1-d_2)^2, & \text{если } x \in \left( \frac{d_1+d_2}{2}, d_2 \right) \\ 0, & \text{если } x \in [d_2, +\infty) \end{cases}$$

*s*-образная функции принадлежности для терма «хорошо»

$$\mu_{2_x}(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x \in (-\infty, d_1] \\ 2(x-d_1)^2 / (d_2-d_1)^2, & \text{если } x \in \left( d_1, \frac{d_1+d_2}{2} \right] \\ 1 - 2(d_2-x)^2 / (d_2-d_1)^2, & \text{если } x \in \left( \frac{d_1+d_2}{2}, d_2 \right) \\ 1, & \text{если } x \in [d_2, +\infty) \end{cases}$$

π-образная функция принадлежности для терма «норма» является комбинацией двух предыдущих функций принадлежности и представляет собой зависимость с использованием индикаторов-условий.

$$\mu_{2_n}(x) = \left[ 2 \left( \frac{x-d_1}{d_2-d_1} \right)^2 \times I \left( d_1 < x \leq \frac{d_1+d_2}{2} \right) + \left( 1 - 2 \left( \frac{d_2-x}{d_2-d_1} \right)^2 \right) \times I \left( \frac{d_1+d_2}{2} < x < d_2 \right) + I(x \geq d_2) \right] \times \left[ I(x \leq d_3) \left( 1 - 2 \left( \frac{x-d_3}{d_3} \right)^2 \right) \times I \left( d_3 < x < \frac{d_3+d_4}{2} \right) + 2 \left( \frac{d_4-x}{d_3-d_4} \right)^2 \times I \left( \frac{d_3+d_4}{2} < x < d_4 \right) \right]$$

Выбраны ниже представленные варианты функций принадлежности:

1) для системы нечеткого вывода с треугольными ФП приняты такие параметры: для плохого состояния  $a=1, b=1, c=3$ ; для нормального состояния  $a=2, b=3, c=4$ ; для хорошего состояния  $a=3, b=5, c=5$ ;

2) для системы нечеткого вывода с полиномиальными ФП (1-й вариант) приняты параметры: для плохого состояния  $d_1=1, d_2=3,5$ , для нормального состояния  $d_1=1,75, d_2=3, d_3=3, d_4=4,25$ , для хорошего состояния  $d_1=2,5, d_2=5$ ;

3) для системы нечеткого вывода с полиномиальными ФП (2-й вариант) приняты такие параметры: для плохого состояния  $d_1=1, d_2=3,5$ , для нормального состояния  $d_1=1,75, d_2=2,35, d_3=3,65, d_4=4,25$ , для хорошего состояния  $d_1=2,5, d_2=5$ ;

4) для системы нечеткого вывода с полиномиальными ФП (3 вариант) приняты такие параметры: для плохого состояния  $d1=1, d2=3,5$ , для нормального состояния  $d_1=1,75, d_2=2,4, d_3=3,6, d_4=4,25$ , для хорошего состояния  $d_1=2,5, d_2=5$ .

Рассмотрим значения функций принадлежности термов «плохо», «хорошо» и «норма» в двух точках универсального множества 2 и 4, поскольку изменение степени принадлежности термам именно в этих значениях скажется на вероятности правильных решений.

Таблица 1

**Значения функций принадлежности термов «плохо», «хорошо» для точек универсального множества 2 и 4**

Треугольные ФП		Полиномиальные ФП 1		Полиномиальные ФП 2		Полиномиальные ФП 3	
$\mu_{I_n}(2)$	$\mu_{I_n}(4)$	$\mu_{2_n}(2)$	$\mu_{I_n}(2)$	$\mu_{I_n}(2)$	$\mu_{2_n}(2)$	$\mu_{2_n}(2)$	$\mu_{2_n}(2)$
0,5	0	0,68	0,08	0,68	0,3472	0,68	0,2959
$\mu_{I_x}(4)$	$\mu_{I_n}(4)$	$\mu_{I_x}(4)$	$\mu_{I_n}(4)$	$\mu_{I_x}(4)$	$\mu_{I_n}(4)$	$\mu_{I_x}(4)$	$\mu_{I_n}(4)$
0,5	0	0,68	0,08	0,68	0,3472	0,68	0,2959

Как видно из значений табл.1, разные варианты функции принадлежности «норма» дают разные степени принадлежности к терму «норма» при ответах «2» и «4» от 0 до 0,3472.

Для обработки результатов тестирования, которые представлены степенями выраженности нечеткой переменной (свойства психики), рассматриваются три нечеткие системы вывода, каждая из них необходима для определения состояния испытуемого по одному из свойств (самочувствия, активности, настроения). На выходе системы свойству (самочувствию, активности, настроению) соответствует одно из состояний (плохое, нормальное, хорошее). Поскольку система должна учитывать и количество ответов с разной степенью выраженности, то нечеткий вывод производится на основе классификации. За основу взята система нечеткого вывода Сугено [4] с весовыми коэффициентами 0,1. Для классификации применяются программы – основанные на представленной в книге [Там же], и измененная, которая суммирует степени принадлежности к каждому классу-состоянию, и

состояние испытуемого относится к тому классу, который имеет наибольшее значение степени принадлежности.

Классификация соответствует отображению вида

$X = (x_1, x_2, \dots, x_n) \rightarrow y \in \{d_1, d_2, \dots, d_m\}$ . Наименование состояния свойства  $\{d_1, d_2, \dots, d_m\}$  задается как элемент терм-множества выходной переменной.

Для классификации необходима нечеткая база знаний вида

Если  $x_1 = a_{1,j1}$  с весом  $w_{j1}$ ,

или  $x_2 = a_{2,j2}$  с весом  $w_{j2}$ ,

или  $x_n = a_{n,jk_j}$  с весом  $w_{jk_j}$ ,

то  $y = d_j, j = 1, m$ ,

где  $a_{i,jp}$  – нечеткий терм, которым оценивается переменная  $x_i$  в правиле с номером  $jp, p = 1, k_j$ ;  $k_j$  – количество правил, описывающих класс  $d_j$ .

Степень принадлежности объекта классам

$$\mu_{d_j}(X) = \sum_{p=1, k_j} w_{jp} \mu_{jp}(x_i), j = \overline{1, m},$$

где  $\mu_{d_j}(x_i)$  – функция принадлежности входа  $x_i$  нечеткому терму  $a_{i,jp}$ ;  $w_{jp}$  – весовой коэффициент (значение истинности).

В качестве решения выбирают класс с максимальной степенью принадлежности

$$y = \arg \max_{\{d_1, d_2, \dots, d_m\}} (\mu_{d_1}(X), \mu_{d_2}(X), \dots, \mu_{d_m}(X)).$$

Схема вычисления функций принадлежности к каждому состоянию одного свойства личности представлена на Рис. 4.

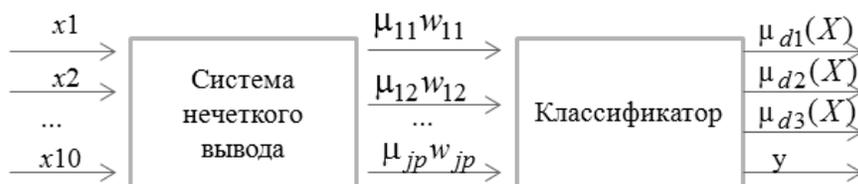


Рис. 4. Схема вычисления функций принадлежности к каждому состоянию одного свойства личности

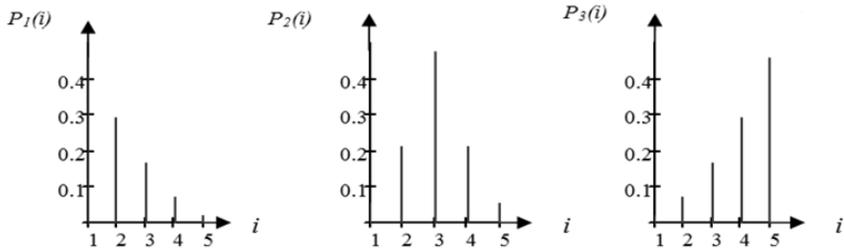
**Вычислительный эксперимент.** Для вычислительных экспериментов необходимы генераторы ответов-решений, значения которых будут поступать на вход системы нечеткого вывода. Располагая тремя генераторами выборок  $r_j(k)$  независимых случайных величин с равномерным законом распределения вероятностей, можно путем их преобразования моделировать выборки оценок принимаемых решений  $R_j(k)$  по формулам

$$R_j(k) = \sum_{i=1}^5 \text{sgn} [F_j(i) - r_j(k)], F_j(i) = \sum_{m=1}^i P_j(i/m).$$

Здесь  $F_j(i)$  – дискретная функция распределения вероятности и  $F_j(5)=1$ ;  $k$  – номер стимула ( $k=1, 2, \dots, 10$ ;  $j=1, 2, 3$ ),  $m$  – номер свойства. Они генерируют случайные величины, которые подчиняются квадратичному закону распределения. На рис. 5 представлены графики моделей законов распределения вероятностей ответов-решений для каждого состояния исследуемых свойств.

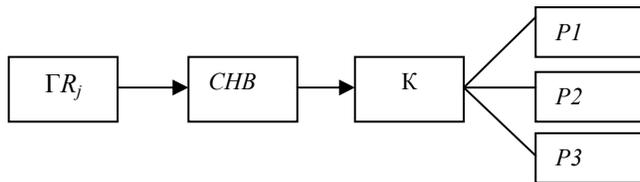
Вид законов распределения ответов-решений обусловлен тем, что при очень хорошем состоянии исследуемого свойства наиболее вероятные решения будут оцениваться числами 5 и 4, при очень плохом – 1 и 2. Если состояние челове-

ка обычное, нормальное, без крайних степеней выраженности, то чаще всего будут применяться оценки 2,3,4, причем среди них наиболее вероятной оценкой будет 3.



**Рис. 5. Модели законов распределения вероятностей ответов-решений при плохом (а), хорошем (б), нормальном (в) состоянии свойств личности**

Схема вычислительного эксперимента показана на Рис. 6, где *СНВ* – система нечеткого вывода, *К* – классификатор,  $GR_j, j=1,2,3$ , генераторы ответов-решений для 1 – хорошего состояния, 2 – нормального, 3 – плохого;  $P1, P2, P3$  – вероятности отнесения свойств исследуемого к одному из состояний.



**Рис. 6. Схема вычислительного эксперимента**

Для определения вероятностей отнесения испытуемого к одному из состояний генерировалось 10000 выборок для каждого из них.

**Результаты и их обсуждение.** Вероятности отнесения испытуемого к одному из состояний при принятии решений по методу нечеткой логики, а также по вероятностному методу представлены ниже (табл. 2).

Таблица 2

**Вероятности отнесения испытуемого к одному из состояний для нечеткого и вероятностного подходов**

Генератор $R_1$	Генератор $R_2$	Генератор $R_3$
Нечеткая логика		
Треугольные		
P1 = 0,9576 P2 = 0,0328 P3 = 6,0000·10 <sup>-4</sup>	P1 = 0,0509 P2 = 0,8823 P3 = 0,0475	P1 = 3,0000·10 <sup>-4</sup> P2 = 0,0335 P3 = 0,9570
Полиномы 1		
P1 = 0,9772 P2 = 0,0205 P3 = 1,0000·10 <sup>-3</sup>	P1 = 0,0822 P2 = 0,8297 P3 = 0,0844	P1 = 2,0000·10 <sup>-4</sup> P2 = 0,0214 P3 = 0,9769
Полиномы 2		
P1 = 0,9508 P2 = 0,0487 P3 = 4,0000·10 <sup>-4</sup>	P1 = 0,0242 P2 = 0,9495 P3 = 0,0260	P1 = 7,0000·10 <sup>-4</sup> P2 = 0,0525 P3 = 0,9467

Генератор $R_1$	Генератор $R_2$	Генератор $R_3$
Полиномы 3		
$P1 = 0,9542$ $P2 = 0,0451$ $P3 = 6,0000 \cdot 10^{-4}$	$P1 = 0,0317$ $P2 = 0,9383$ $P3 = 0,0298$	$P1 = 6,0000 \cdot 10^{-4}$ $P2 = 0,0449$ $P3 = 0,9544$
Теория вероятности		
$P1 = 0,959$ $P2 = 0,041$ $P3 = 3,5 \cdot 10^{-7}$	$P1 = 0,035$ $P2 = 0,929$ $P3 = 0,035$	$P1 = 3,5 \cdot 10^{-7}$ $P2 = 0,041$ $P3 = 0,959$

Как видно из значений табл. 2, вид функций принадлежности влияет на вероятность принятия решения. Применение ФП треугольных и полиномиальных (1-й вариант) повышает вероятность распознавания хорошего и плохого состояний по сравнению с вероятностным подходом, но при этом существенно снижает для нормального. Наилучшим видом являются полиномиальные функции принадлежности (3-й вариант), поскольку распознавание хорошего и плохого состояний близко к вероятностному методу и в случае нормального состояния даже эффективнее. Исходя из полученных данных, метод нечеткой логики не дает существенно лучшего распознавания состояний свойств психики личности, чем вероятностный метод. Так, для нечеткой модели с полиномиальными ФП (3-й вариант) вероятность распознавания плохого и хорошего состояний – 0,9544, нормального – 0,9383, для вероятностного подхода – 0,959 и 0,929.

**Выводы.** Разработана математическая модель обработки результатов психометрического тестирования самочувствия, активности, настроения, основанная на теории нечеткой логики, в которой ответы испытуемого представляют собой лингвистические значения. По результатам вычислительного эксперимента выбран вид функций принадлежности для нечеткой математической модели.

Преимущества разработанной модели в том, что испытуемый может выбирать в качестве ответов теста самочувствия, активности, настроения лингвистические характеристики вместо числовых, что для него более естественно и удобно и должно повысить достоверность результатов.

Метод обработки результатов тестирования на основе нечеткой логики дает сравнительно с вероятностным методом приблизительно равные вероятности принятия решения, что говорит о том, что эти два подхода равнозначны.

### Библиографические ссылки

1. **Клименко, С.В.** Математическая модель самооценки психических свойств личности [Текст] / С. В. Клименко, В. В. Огоренко, В. Д. Халипова // Систем. технологии. – 2015. – Вып. 2(97). – С. 112–120.
2. **Райгородский, Д. Я.** Практическая психодиагностика. Методики и тесты [Текст]: учеб. пособие / Д. Я. Райгородский. – Самара: Изд. дом «БАХРАХ-М». – 672 с.
3. **Халов, Е.А.** Систематический обзор четких одномерных функций принадлежности интеллектуальных систем [Текст] / Е.А.Халов// Информац. технологии и вычислит. системы. – 2009. – Вып. 3. – С. 60–74.
4. **Штовба, С. Д.** Проектирование нечетких систем средствами Matlab [Текст] / С. Д. Штовба. – М.: Горячая линия; Телеком, 2007. – 288 с.

*Надійшла до редколегії 28.05.2015*

УДК 543.6

В. В. Чабан, О. В. Гуртова, Ф. О. Чмиленко

*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

## ЧУТЛИВІ ЕЛЕМЕНТИ НА ОСНОВІ СТИРОЛ-АКРИЛОВОЇ ТА СТИРОЛ-БУТАДІЄНОВОЇ ДИСПЕРСІЇ ДЛЯ ФОТОМЕТРИЧНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ІОНІВ МЕТАЛІВ

Описано виготовлення чутливих елементів на основі трифенілметанового барвника бромфенолового синього й азобарвника піридилазорезорцину зі стирол-акриловою та стирол-бутадієною дисперсією для визначення вмісту важких металів: Плюмбуму, Цинку, Купрума. Запропоновано умови для визначення іонів металів за допомогою чутливих елементів на основі аддуктів піридилазорезорцину зі стирол-акриловою та стирол-бутадієною дисперсією: рН=5,6; час занурення – 10 хв;  $\lambda_{\text{онт}} = 510\text{--}580$  нм.

*Ключові слова:* чутливий елемент, оптичний сенсор, піридилазорезорцин, бромфеноловий синій, стирол-акрилова дисперсія, стирол-бутадієнова дисперсія, важкі метали, спектрофотометрія.

Описано изготовление чувствительных элементов на основе трифенилметанового красителя бромфенолового синего и азокрасителя пиридилазорезорцина со стирол-акриловой и стирол-бутадиеновой дисперсией для определения содержания тяжелых металлов: свинца, цинка и меди. Предложены условия для определения ионов металлов с помощью чувствительных элементов на основе аддуктов пиридилазорезорцина со стирол-акриловой и стирол-бутадиеновой дисперсией: рН = 5,6, время замачивания – 10 мин;  $\lambda_{\text{онт}} = 510\text{--}580$  нм.

*Ключевые слова:* чувствительный элемент, оптический сенсор, пиридилазорезорцин, бромфеноловый синий, стирол-акриловая дисперсия, стирол-бутадиеновая дисперсия, тяжелые металлы, спектрофотометрия.

Sensitive elements based on triphenyl methane dye bromophenol blue and azo dye 4-(2-pyridylazo)resorcinol with styrene-acrylic copolymer and styrene-butadiene copolymer were developed for heavy metals determination (lead, zinc and copper). The proposed conditions for the determination of metal ions by sensitive elements based on azo dye 4-(2-pyridylazo)resorcinol with styrene-acrylic copolymer and styrene-butadiene copolymer are рН = 5,6; 10 minutes of soak time;  $\lambda_{\text{max}} = 510\text{--}580$  nm.

*Key words:* sensitive element, optical sensor, 4-(2-pyridylazo)resorcinol, bromophenol blue, styrene-acrylic copolymer, styrene-butadiene copolymer, heavy metals, spectroscopy.

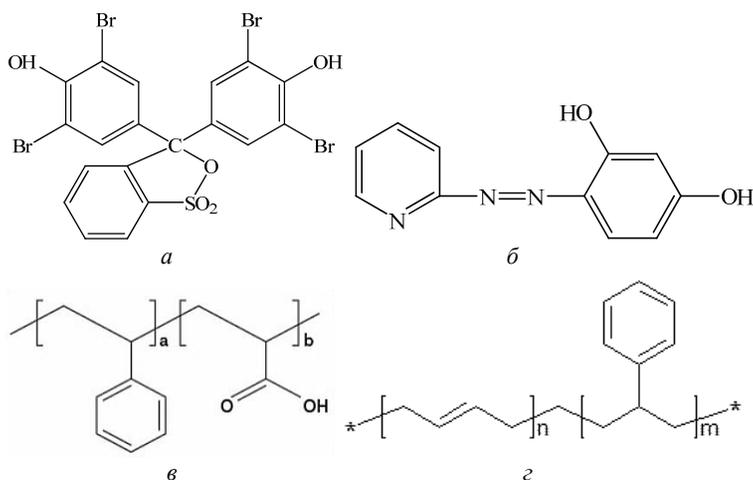
**Вступ.** Проблема забруднення ґрунту та поверхневих вод важкими металами в наш час особливо актуальна, оскільки їх техногенне накопичення в навколишньому середовищі зростає швидкими темпами і вони – найпотужніший постійний фактор впливу на здоров'я людини. Важкі метали, такі як Плюмбум, Цинк та Купрум, широко застосовують в аерокосмічній промисловості: Плюмбум – для виготовлення сплавів, антикорозійного захисту, для захисту від радіоактивного випромінювання; Цинк – для захисту металів від корозії, у хімічних джерелах струму, у складі твердих припоїв; мідні сплави застосовують у машинобудуванні, авіа-, авто- і суднобудуванні, в електротехнічній промисловості, приладобудуванні. Тому визначення вмісту цих металів актуальне на сьогоднішній день [7]. Під час аналізу об'єктів навколишнього середовища досить перспективним є використання тест-систем на основі оптично прозорих полімерних матеріалів [2; 4; 5], таких як стирол-акрилова дисперсія (САД) [8] і стирол-бутадієнова дисперсія (СБД) [9;10] з імобілізованими реагентами. Прозорі твердофазні реагенти мож-

на застосовувати для візуального визначення, спектрофотометричних досліджень або як чутливі елементи в сенсорах.

Хімічний сенсор – це портативний пристрій для вибіркового і, як правило, безперервного (зворотного) визначення концентрації речовини за одну стадію в режимі реального часу. До складу сенсора входить чутливий елемент, який визначає необхідний аналіт, і перетворювач аналітичного сигналу, що переводить характерну ознаку хімічної або біохімічної реакції у фізичний параметр.

Оптичні хімічні сенсори [3] – одні з найважливіших хімічних сенсорів. Залежно від типу оптичних сенсорів їх дія заснована на принципах поглинання світла; відображення первинного (падаючого) світлового потоку; люмінесценції. При цьому використовують залежності оптичних властивостей середовищ (коефіцієнтів заломлення, відбиття та ін.) від концентрацій визначуваних речовин.

Досить перспективними аналітичними реагентами для визначення важких металів є трифенілметановий індикатор бромфеноловий синій (БФС) (Рис. 1, *a*) [1] і азобарвник 4-(2-піридилазо)-резорцин (ПАР) (Рис. 1, *б*) [6]. Для створення чутливих елементів металохромні індикатори іммобілізували до полімерного шару. Найпоширенішими носіями для створення нових тест-засобів є прозорі полімерні матеріали: у даній роботі запропоновано САД (Рис. 1, *в*) та СБД (Рис. 1, *з*), застосування яких дозволяє спостерігати аналітичний ефект візуально й за допомогою фотометричного обладнання.



**Рис. 1. Структурні формули реагентів:**

*a* – бромфеноловий синій; *б* – піридилазорезорцин; *в* – стирол-акрилова дисперсія; *з* – стирол-бутадієнова дисперсія

**Метою** нашого дослідження є розробка методики визначення іонів металів візуальним та фотометричним методами із використанням полімерних поверхонь на основі барвника, закріпленого на твердому носії (як такий використано скляну абсолютно безбарвну основу).

**Методи і способи дослідження.** Вихідні розчини важких металів концентрації  $1 \cdot 10^{-2}$  моль/л готували розчиненням точної наважки солей  $\text{Pb}(\text{NO}_3)_2$ ,  $(\text{CH}_3\text{COO})_2\text{Zn}$ ,  $\text{CuSO}_4 \cdot 5\text{H}_2\text{O}$  відповідно. Зважену наважку переносили в мірну колбу ємністю 100 мл, вводили невелику кількість дистильованої води, перемішували до повного розчинення і доводили водою до мітки. Робочі розчини готували розведенням вихідного розчину безпосередньо перед використанням.

Як робочі розчини використано стирол-бутадієнову дисперсію (Рис. 1, *з*) з вмістом твердої речовини 51 % та розміром дисперсних частинок 140 нм марки

UCARLatexDL 950 (UCAR Latex 2012) виробництва DowChemicalsInc (Швейцарія) та стирол-акрилову дисперсію (Рис. 1, в) із вмістом твердої речовини 51 % марки UCAR™ Latex DL 450.

Розчини барвників із концентрацією 0,5% готували розчиненням їх точної наважки в дистильованій воді.

Для приготування оцтового буферного розчину з  $\text{pH} = 5,6$  у мірну колбу ємністю  $500 \text{ см}^3$  вносили  $73,4 \text{ мл}$   $0,1 \text{ M}$   $\text{CH}_3\text{COOH}$  та  $50 \text{ мл}$   $0,1 \text{ M}$   $\text{NaOH}$ , після чого доводили до мітки дистильованою водою і ретельно перемішували.

**Методика виготовлення сенсорів.** Для виготовлення чутливих елементів на основі аддуктів БФС із САД і СБД, а також ПАР із САД та СБД як твердий носій використовували накривне скло, на яке наносили коло діаметром  $20 \text{ мм}$ , усередині якого рівномірного розподіляли попередньо утворений аддукт органічного реагенту (0,5%) із полімером (51%) (об'ємні співвідношення 1:1). Отримані плівки висушували за кімнатної температури (їх забарвлення відповідає забарвленню барвника у відповідних умовах).

Під час виконання роботи було використано такі прилади:

1. Терези аналітичні марки WA-21200g із точністю зважування  $0,0002 \text{ г}$ .
2. Іономір універсальний EB-74 із індикаторним скляним електродом ЕСЛ-4307 ТУ 25.05. 2234-77 і хлоридсрібним електродом порівняння ЕВЛ-1МЗ.
3. Спектрофотометр СФ-26, призначений для вимірювання коефіцієнта пропускання рідких і твердих речовин (в області спектра  $190\text{--}1100 \text{ нм}$ ), визначення оптичної густини, а також концентрації визначуваних речовин. Диспергуючий елемент – дифракційна ґратка, фокусне розсіювання –  $250 \text{ мм}$ , кількість штрихів на  $1 \text{ мм}$  –  $600$ . Діапазон вимірювання спектральних коефіцієнтів пропускання –  $1\text{--}100 \%$ .
4. Реєструвальний спектрофотометр Specord M 40 (Німеччина), що являє собою двопроменевий прилад, керований мікро-ЕОМ, для вимірювання абсорбції в ультрафіолетовій і видимій областях спектра. Прилад визначає коефіцієнт пропускання, екстинкцію або концентрацію проб як функцію хвильового числа або довжини хвилі. Обладнаний самописом, керованим обчислювальним приладом для зображення спектра.

Результати та їх обговорення

*1. Вибір барвника та оптимізація складу плівки.* Для роботи обрано високочутливі органічні реагенти, широко використовувані для фотометричного визначення іонів важких металів, а саме азобарвник піридилазорезорцин і трифенілметановий барвник – бромфеноловий синій. ПАР із металами утворює стійкі забарвлені комплексні сполуки, наявний перехід кольору барвника в присутності металів жовтий–червоний–бурий. Спектрофотометричним методом досліджено чутливі елементи на основі ПАР та БФС, закріплених за допомогою САД і СБД. Після рівномірного нанесення попередньо утвореного аддукту органічного реагенту з полімером на накривне скло та висушування за кімнатної температури отримані плівки використовували для визначення іонів важких металів.

Висушені чутливі елементи занурювали в буферний розчин із  $\text{pH} 5,6$  на  $10 \text{ хв}$  для переведення барвника в необхідну для комплексоутворення іонну форму. Плівки, до складу яких входили БФС–САД, були забарвлені в синій колір, а оптоди на основі БФС–СБД змінювали свій колір із темно-зеленого на жовтий.

Проведено оптимізацію умов виготовлення чутливих елементів на основі БФС і полімерної дисперсії, а саме: досліджено вплив співвідношення БФС і латексу на чутливість визначення іонів металів. Установлено, що оптимальними співвідношеннями БФС:САД для визначення іонів Купруму у є  $1,5:1$ , іонів Цинку та Плюмбума у –  $2,5:1$ , для чутливих елементів на основі БФС–СБД оптимальний інтервал співвідношень  $0,5:1\text{--}2,5:1$ . Для створення оптодів на основі ПАР у при-

сутності 25,5 %-го розчину стирол-акрилової дисперсії було знайдено оптимальну концентрацію органічного реагенту – 0,75–1,25 %.

2. Вплив рН на комплексоутворення  $Me^{2+}$  із барвником, імобілізованим у плівці САД і СБД. Під час переходу від кислого середовища до лужного кислотньо-основний індикатор може змінювати забарвлення, тому було досліджено вплив кислотності середовища на полімерну плівку з БФС у присутності іонів металів (II). Аналіз отриманих даних підтвердив, що значення оптичної густини для чутливих елементів на основі аддуктів Ме–БФС–САД вищі, ніж у Ме–БФС–СБД, а отже, вони чутливіші. Установлено, що рН може суттєво впливати на комплексоутворення металу з барвником у полімерному шарі, саме тому однією з умов визначення іонів металів за допомогою чутливих елементів на основі БФС (0,5 %) – СБД (51 %) і БФС (0,5 %) – САД (51 %) у разі занурення до розчину металу на 10 хв у статичному стані є утворення кислого або нейтрального середовища (табл. 1).

Таблиця 1

**Оптимальні значення рН для чутливих елементів на основі аддуктів Ме–БФС–САД та Ме–БФС–СБД**

Чутливий елемент	рН
Pb–БФС–САД	3,5 – 5,0
Pb–БФС–СБД	4,5 – 6,5
Zn–БФС–САД	3,0 – 6,5
Zn–БФС–СБД	3,0 – 5,0
Cu–БФС–САД	4,5 – 6,5
Cu–БФС–СБД	5,5 – 7,0

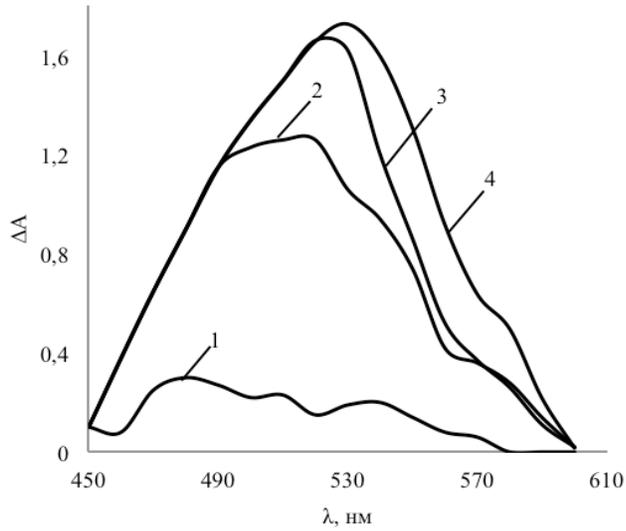
Для встановлення оптимальних умов визначення іонів металів досліджено залежність аналітичного сигналу від рН розчину. З'ясовано, що утворення комплексу Ме–ПАР у полімерному шарі відбувається в інтервалі рН від 3 до 6.

3. Спектральні характеристики мембран і реакція у присутності металів. Чутливі елементи на основі БФС–САД та БФС–СБД через їх інтенсивне забарвлення не можуть бути використані для тест-визначення, саме тому доцільно використовувати ПАР, придатного як для візуального, так і для фотометричного визначення іонів металів.

Після занурення чутливих елементів на основі ПАР–САД і ПАР–СБД до розчину металу (Плюмбум, Цинк та Купрум) на 10 хв із різною концентрацією відбувалася зміна забарвлення від жовтого до бурого. Спектрофотометричним методом досліджено отримано чутливі елементи (Рис. 2) на основі азобарвника, закріпленого за допомогою САД і СБД, із свинцюм (II). Нижче наведено спектри поглинання чутливих елементів на основі аддукту ПАР–САД у присутності розчинів Плюмбума у різних концентрацій; оптимальне значення довжини хвилі –530 нм (Рис. 2).

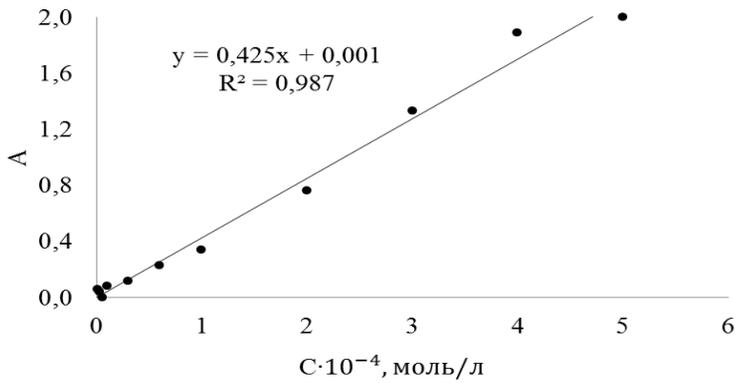
В оптимальних умовах отримано градувальну залежність для визначення іонів свинцю за допомогою чутливого елемента на основі аддукту ПАР–САД (Рис. 3).

Аналогічно отримано спектри поглинання для чутливих елементів на основі ПАР–САД і ПАР–СБД у присутності іонів Плюмбума, Цинку й Купруму, установлено оптимальні умови отримання аддуктів Ме–ПАР–САД і Ме–ПАР–СБД та отримано градувальні залежності для визначення іонів Плюмбума, Цинку й Купруму за допомогою оптодів ПАР–САД і ПАР–СБД. Узагальнено спектральні характеристики чутливих елементів після занурення в розчини металів (табл. 2).



**Рис. 2. Спектри поглинання чутливих елементів на основі аддукту Рb-ПАР-САД:  $C_{\text{ПАР}} = 0,5\%$ ,  $C_{\text{САД}} = 51\%$ , рН = 5,6, СФ-26:**

1 –  $C_{\text{Pb(II)}} = 1 \cdot 10^{-5}$  моль/л; 2 –  $C_{\text{Pb(II)}} = 3 \cdot 10^{-4}$  моль/л;  
 3 –  $C_{\text{Pb(II)}} = 4 \cdot 10^{-4}$  моль/л; 4 –  $C_{\text{Pb(II)}} = 5 \cdot 10^{-4}$  моль/л



**Рис. 3. Градувальна залежність для визначення іонів Плюмбуму за допомогою чутливих елементів ПАР (0,5%) – САД (51%) (1:1),  $\lambda = 530$  нм**

Таблиця 2

**Рівняння прямої та інтервал визначуваних концентрацій металу для аддукту Me-ПАР-САД і Me-ПАР-СБД**

$\text{Me}^{2+}$	Аддукт	$C \cdot 10^4 \text{ моль/л}$	$\lambda_{\text{max}}, \text{ нм}$	Рівняння прямої, коефіцієнт кореляції, $R^2$
$\text{Pb}^{2+}$	Рb-ПАР-СБД	0,01–6,00	580	$y = 0,337 \cdot 10^4 x - 0,080$ $R^2 = 0,960$
	Рb-ПАР-САД	0,01–5,00	530	$y = 0,425 \cdot 10^4 x + 0,001$ $R^2 = 0,987$
$\text{Zn}^{2+}$	Zn-ПАР-САД	0,01–6,00	470	$y = 0,129 \cdot 10^4 x + 0,820$ $R^2 = 0,985$
			510	$y = 0,124 \cdot 10^4 x + 0,152$ $R^2 = 0,962$
	Zn-ПАР-СБД	0,01–0,60	490	$y = 0,116 \cdot 10^4 x + 0,899$ $R^2 = 0,919$
			560	$y = 0,070 \cdot 10^4 x + 0,090$ $R^2 = 0,930$

Me <sup>2+</sup>	Аддукт	C·10 <sup>4</sup> IU <sup>2</sup> , моль/л	λ <sub>max</sub> , нм	Рівняння прямої, коефіцієнт кореляції, R <sup>2</sup>
Cu <sup>2+</sup>	Cu-ПАР-СБД	0,30—0,60	520	y = 0,089·10 <sup>4</sup> x + 0,176 R <sup>2</sup> = 0,968
			560	y = 0,092·10 <sup>4</sup> x - 0,172 R <sup>2</sup> = 0,948
	Cu-ПАР-САД	0,30-0,60	520	y = 0,129·10 <sup>4</sup> x + 0,284 R <sup>2</sup> = 0,963
			580	y = 0,083·10 <sup>4</sup> x - 0,020 R <sup>2</sup> = 0,914

4. Визначення вмісту металів у модельних розчинах. Апробацію чутливих елементів на основі аддуктів ПАР-САД і ПАР-СБД проводили шляхом фотометричного визначення вмісту важких металів методом «введено-знайдено» в оптимальних умовах. Результати визначення вмісту свинця в модельних розчинах наведено в табл. 3, його відносне стандартне відхилення не перевищує 0,11.

Таблиця 3

## Результати визначення іонів металів у модельних розчинах

Аддукт	C <sub>Me</sub> ·10 <sup>5</sup> , моль/л (уведено)	C <sub>Me</sub> ·10 <sup>5</sup> , моль/л (знайдено)					(x <sub>ср</sub> ±Δx)·10 <sup>5</sup> , моль/л	S <sub>r</sub>
		1	2	3	4	5		
Pb-ПАР-САД λ = 530 нм	6,00	5,87	6,13	6,13	6,34	6,13	6,08±0,30	0,04
Pb-ПАР-СБД λ = 530 нм	6,00	4,88	4,98	5,45	5,61	-	5,22±0,79	0,11

Висновки. Отримано чутливі елементи на основі 4 аддуктів: барвника БФС або ПАР із САД та СБД – для визначення іонів Плюмбуму, Цинку та Купруму. Установлено оптимальні концентрації БФС для виготовлення чутливих елементів на основі аддуктів із полімерними дисперсіями, що складають 0,75 – 1,25 % під час використання 51 %-го розчину САД або СБД. Для створення оптодів на основі ПАР у присутності 25, %-го розчину стирол-акрилової дисперсії було знайдено оптимальну концентрацію органічного реагенту 0,75 – 1,25 %.

Установлено хіміко-аналітичні властивості чутливих елементів на основі аддуктів металоіндикатор-полімер для визначення іонів металів. Запропоновано використовувати індикаторні плівки на основі ПАР-САД та ПАР-СБД для фотометричного та візуального визначення іонів металів із застосуванням градуальної залежності й кольорової шкали. З'ясовано, що чутливі елементи на основі БФС-САД та БФС-СБД придатні лише для фотометричних визначень.

## Бібліографічні посилання

1. Адамова, Е. М. Оптические и цветометрические характеристики бромфенолового синего и бромтимолового синего [Текст] / Е. М. Адамова // Материалы Всерос. науч. шк. по аналит. химии. – Краснодар, 2011. – С. 154–166.
2. Анисимович, П. В. Визуальное тест-определение Pb(II) с использованием индикаторной желатиновой пленки [Текст] / П. В. Анисимович [и др.] // Аналитика и контроль. – 2014. – Т. 18, № 3. – С. 328 – 337.
3. Будников, Г. К. Что такое химические сенсоры [Текст] / Г. К. Будников // Вестн. Сорос. нац. ун-та. – 1998. – №3. – С. 72 – 76.
4. Золотов, Ю. А. Химические тест-методы анализа [Текст] / Ю. А. Золотов, В. М. Иванов, В. Г. Амелин. – М.: Едиториал УРСС, 2002. – 304 с.
5. Индикаторные пленки на основе желатинового геля для определения Co(II), Cu(II), Pb(II), Cd(II), Ni(II), Zn(II), Fe(II), Al(II), Ba(II), Sr(II) и SO<sub>4</sub><sup>2-</sup> [Текст] / Е. А. Решет-

няк [и др.] // Вестн. Харьков. нац. ун-та им. В.Н. Каразина. – 2012. – Т. 7, № 4. – С. 192 – 201.

6. **Саввин, С. Б.** Органические реагенты в спектрофотометрических методах анализа [Текст] / С. Б. Саввин, С. Н. Штыков, А. В. Михайлова // Успехи химии. – 2006. – Т. 75, № 4. – С. 380 – 386.

7. **Теплая, Г. А.** Тяжелые металлы как фактор загрязнения окружающей среды [Текст] / Г. А. Теплая // Астрахан. вестн. экол. образования. – 2013. – Т. 23, №1. – С. 182 – 192.

8. **Luciano, D. S.** Humidity and pH sensor based on sulfonated poly-(styrene-acrylic acid) polymer. Synthesis and characterization [Text] / S. D. Luciano, E. S. Fernando // Materials Science and Engineering. – 2009. – Vol. 29. – P. 599 – 601.

9. **Jong, L.** Effects of soy protein nanoparticle aggregate size on the viscoelastic properties of styrene-butadiene composites [Text] / L. Jong, S. C. Peterson // Composites: Part A. – 2008. – №39. – P. 1768 – 1777.

10. **Zhou, X.-W.** Preparation and properties of powder styrene-butadiene rubber composites filled with carbon black and carbon nanotubes [Text] / X.-W. Zhou, Y.-F. Zhu, J. Liang // Materials Research Bulletin. – 2007. – №42. – P. 456 – 464.

*Надійшла до редколегії 29.05.2015*

УДК 629.76. (0.75.8)

**Ю. Д. Шептун<sup>1</sup>, Н. Д. Коваленко<sup>2</sup>, Т. О. Коваленко<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

<sup>2</sup>*Институт технической механики НАНУ и НКАУ, г. Днепропетровск*

## РЕЛЕЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ СТУПЕНЬЮ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Предложена компьютерная модель возмущенного движения космической ступени ракеты-носителя (РН) с релейной системой управления, построенная в среде Matlab. В основу модели положена система уравнений в приращениях, описывающая движение ступени под влиянием возмущений от погрешностей изготовления и монтажа ступени и двигательной установки. Доказано, что управляющие усилия создаются системой управления путем несимметричного введения в сверхзвуковую часть сопла в релейном режиме на полную высоту над обтекаемой поверхностью твердых интерцепторов. Выполнено компьютерное моделирование движения ступени средствами Simulink.

*Ключевые слова:* космическая ступень, математическая модель, релейное управление, интерцептор, компьютерное моделирование, Simulink.

Запропоновано комп'ютерну модель збуреного руху космічного ступеня ракетно-носія (РН) із релейною системою керування, побудовану в середовищі Matlab. В основу моделі покладено систему рівнянь у приращениях, що описує рух ступеня під впливом збурень, спричинених похибками виготовлення і складання ступеня та двигуна. Доведено, що керуючі зусилля створює система керування шляхом несиметричного введення в надзвукову частину сопла в релейному режимі на повну висоту над обтічною поверхнею твердих інтерцепторів. Виконано комп'ютерне моделювання руху ступеня засобами Simulink Matlab.

*Ключові слова:* космічний ступінь, математична модель, релейне керування, інтерцептор, комп'ютерне моделювання, Simulink.

The model of the indignant movement of space stage RC by the relay control system, constructed in Matlab environment is offered. The system of the equations is put in a basis

**of model in the increments, describing movement of a stage under influence of indignations from errors of manufacturing and installation of a stage and impellent installation. Control efforts are created control system by asymmetrical introduction in a supersonic part of the jet engine in a relay mode on full height above a streamline surface firm interceptors. Computer modeling movement of a stage by means Simulink is executed.**

*Key words:* a space stage, mathematical model, relay control, interceptors, computer modelling, Simulink.

В 2013 – 2014 гг. в Украине разработаны ракетные двигатели с раздельным управлением вектором тяги:

1) путем поворота двигателя (сопла двигателя) в шарнире и несимметричного впрыскивания в сверхзвуковую часть сопла окисляющего компонента топлива;

2) путем впрыскивания в сверхзвуковую часть сопла компонента топлива и подачи выхлопных газов турбины в две пары диаметрально противоположных реактивных сопел;

3) путем впрыскивания в сверхзвуковую часть сопла компонента топлива и введения в эту часть сопла твердого интерцептора в релейном режиме на полную его рабочую высоту над обтекаемой поверхностью [1–3].

Ниже приведены результаты компьютерного моделирования возмущенного движения космической ступени ракеты-носителя (РН) путем введения в сопло двигателя интерцепторов в релейном режиме.

Моделирование проведено с использованием возможностей пакета программ Matcad.

Возмущенное движение космической ступени РН обуславливают:

1) технологические погрешности изготовления и монтажа ракеты и двигательной установки:

а) смещение и перекося оси сопла двигательной установки относительно установочной базы;

б) смещение и перекося установочной базы относительно номинального положения;

в) упругая деформация рамы двигательной установки;

2) несимметричность массовой компоновки ракеты относительно продольной оси.

Возмущающие силы и моменты, обусловленные технологическими погрешностями изготовления и монтажа ракеты и двигательной установки, имеют случайный характер, силы и моменты, обусловленные несимметричностью компоновки вокруг продольной оси ракеты, являются детерминированными, не случайными [1].

Таким образом, в полёте к РН прикладываются возмущающие воздействия, комплекс которых состоит из одного детерминированного и «n» случайных независимых между собой возмущающих воздействий с нормальными законами распределения.

В качестве примера (для выполнения численных сравнений и анализа) приведем характеристики третьей ступени современной гипотетической ракеты «ГР – XXI», определяющие возмущающие силы и моменты, действующие на третью (космическую) ступень РН.

Номинальная тяга двигателя в пустоте – 7916 кгс. Сдвиг геометрической оси камеры двигателя относительно оси рамы-переходника, мм (не более) – 2 мм. Отклонение от перпендикулярности геометрической оси камеры двигателя к плоскости стыковки двигателя с рамой-переходником, угловые минуты (не более): под нагрузкой –  $15'$  ( $\sim 0,25^\circ$ ).

Массовая асимметрия, м (не более):

– в начале движения  $y_T = 0,003$  м;  $z_T = 0,0085$  м;

– в конце движения  $y_T = 0,017$  м;  $z_T = 0,05$  м.

Расстояние от плоскости среза сопла до центра масс ступени – 3,1 м.

Массовые и инерционные характеристики ступени представлены в таблице.

t, с	m, кгс · с <sup>2</sup> · м <sup>-1</sup>	$I_y, I_z$ , кгс · м · с <sup>2</sup>
t <sub>0</sub>	1337	2280
t <sub>к</sub> = 400	245	1280

Приведенным значениям погрешностей изготовления, монтажа третьей ступени РН «ГР – XXI» и ее двигательной установки соответствуют следующие значения составляющих возмущающих сил и моментов.

Случайные составляющие:

– возмущающий момент от силы тяги маршевого двигателя относительно центра масс ступени, обусловленный сдвигом оси камеры двигателя относительно оси рамы-переходника

$$M_1 = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,002 \text{ м} = 15,8 \text{ кгс} \cdot \text{м};$$

– возмущающие сила и момент от силы тяги двигателя, обусловленные отклонением геометрической оси камеры двигателя от перпендикулярности к плоскости стыковки двигателя с рамой-переходником

$$F_1 = 7916 \text{ кгс} \cdot \sin 0,25 = 33 \text{ кгс};$$

– возмущающий момент от силы  $F_1$  относительно центра масс ступени на плече 3,1 м

$$M_2 = 33 \text{ кгс} \cdot 3,1 \text{ м} = 102 \text{ кгс} \cdot \text{м};$$

– суммарный возмущающий момент

$$M_{\text{сум}}^{\text{сл}} = \sqrt{M_1^2 + M_2^2} = 103,2 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$$

Значения возмущающих силы  $F_1$  и моментов  $M_1, M_2$  можно считать не изменяющимися по времени.

Детерминированная составляющая:

– возмущающий момент от силы тяги маршевого двигателя относительно центра масс ступени, обусловленный массовой асимметрией:

а) в начале движения  $M_{y,a} = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,0085 \text{ м} = 67,3 \text{ кгс} \cdot \text{м};$

б) в конце движения  $M_{y,a} = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,05 \text{ м} = 396 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$

Уравнения возмущенного движения ступени в плоскости рыскания запишем в виде [4]

$$\begin{aligned} \ddot{z} &= a_{z\psi} \cdot \psi + a_{z\delta} \cdot \delta + \bar{F}, \\ \ddot{\psi} &= a_{\psi\delta} \cdot \delta + \bar{M}, \\ \delta &= k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \dot{\psi} - k_2 \cdot \dot{z} - k_3 \cdot z. \end{aligned} \quad (1)$$

Далее, для определенности, будем принимать  $k_0 = 10; k_1 = 5; k_2 = k_3 = 0,05$ . Учитывая условия движения ступени, можно считать, что коэффициенты уравнений (1) – линейные функции времени.

Результаты компьютерного моделирования возмущенного движения космической ступени, выполненного с применением программ Simulink, – графики изменения по времени параметров движения  $\psi(t), \delta(t)$ , представлены ниже (Рис. 2–3).

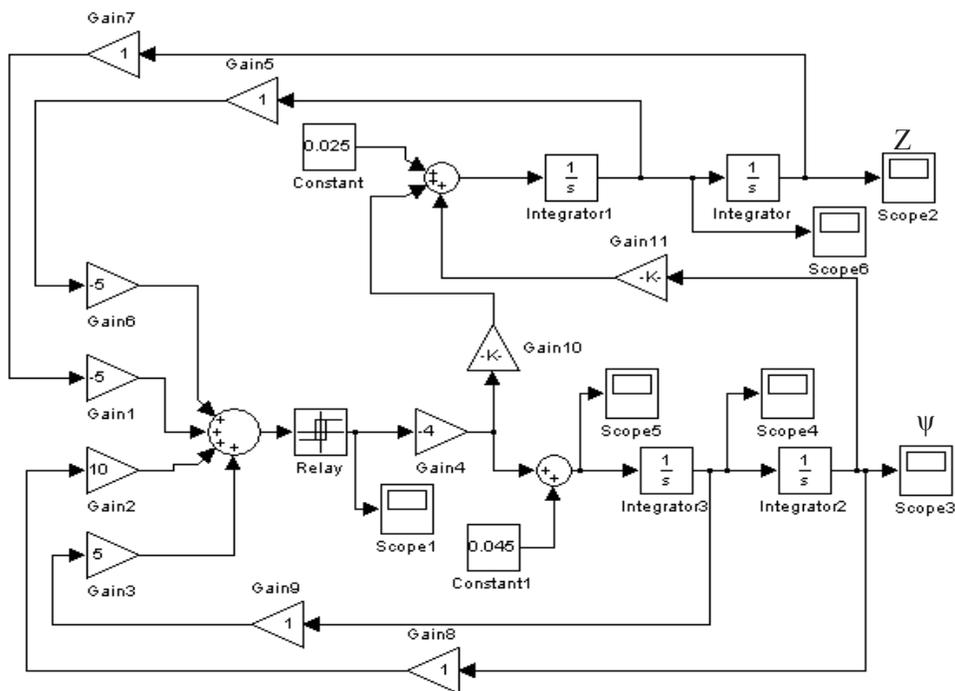


Рис. 1. Схема компьютерного моделювання руху ступені

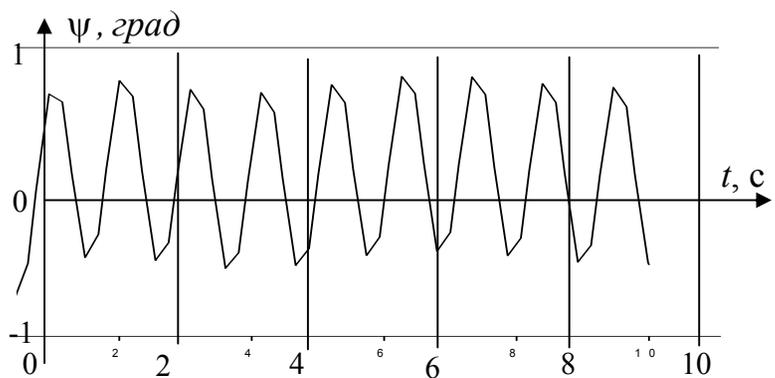


Рис. 2. Графік змінення кута ривкання  $\psi$  по часу

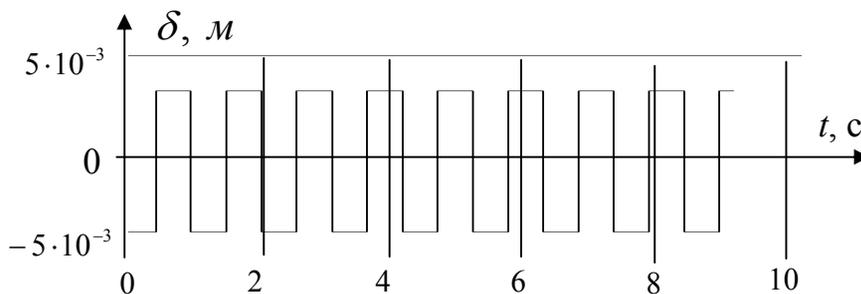


Рис. 3. Графік змінення функції  $\delta(t)$ , характеризуючої вивдвіженіє інтерцепторів (по часу)

### Библиографические ссылки

1. Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней [Текст] / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун, под ред. акад. С. Н. Конюхова. – Д.: Изд-во ДНУ, 2010. – 264 с.
2. Пат. Україна. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення [Текст] / Коваленко М.Д. [та ін.]. – №103528; зареєстр. 25.10.2013. – 10 с.
3. Пат. Україна. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення [Текст] / Коваленко М.Д. [та ін.]. – №105214; зареєстр. 05.04.2014. – 6 с.
4. Пат. Україна. Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна з турбонасосним агрегатом подачі компонентів палива в камеру згоряння та рідинний ракетний двигун із його застосуванням [Текст] / Коваленко М.Д. [та ін.]. Н.П. №107270; зареєстр. 25.04.2014. – 12 с.

*Надійшла до редколегії 21.06.2015*

УДК 629.7.002.72

**Е. В. Шилина<sup>1</sup>, С. А. Шилин<sup>1</sup>, А. М. Потапов<sup>1</sup>, А. Ф. Санін<sup>2</sup>**

*<sup>1</sup>Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”  
им. М.К. Янгеля»*

*<sup>2</sup>Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

### **СОЗДАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОСНАЩЕНИЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОРПУСОВ ТИПА «КОКОН»**

**Рассмотрен вопрос создания разборных металлических оправок со вспомогательной технологической оснасткой для серийного изготовления корпусов типа «кокон». Предложен опыт проектирования и изготовления такой оснастки.**

*Ключевые слова:* маршевая двигательная установка, оправка, формообразующая поверхность, корпус типа «кокон», ложное днище, ступель.

**Розглянуто питання створення розбірних металевих оправок з допоміжною технологічною оснасткою для серійного виготовлення корпусів типу «кокон». Запропоновано досвід проектування та виготовлення такої оснастки.**

*Ключові слова:* маршова рухова установка, оправка, формотворча поверхня, корпус типу «кокон», хибне днище, ступель.

**Fabrication of metal demountable mandrels with auxiliary technological tooling for mass production of “cocoon” type cases was considered. The experience in the design and manufacture of such equipment.**

*Key words:* main propulsion system, mandrel, form lining, case “cocoon” type, false floor, stock.

**Введение.** Развитие ракетно-космической техники (РКТ) тесно связано с использованием полимерных композиционных материалов и применением современных технологий. Известно [1; 2; 3], что именно применение полимерных композиционных материалов обеспечивает снижение веса конструкций на 25-40% в сравнении с металлами и сплавами. В то же время создание таких конструкций требует разработки специального оборудования и технологической оснастки.

**Постановка задачи.** Изготовление конструкций типа «кокон» из полимерных композиционных материалов обычно производится при помощи намоточных

станков с числовым программным управлением (Рис. 1) путем укладки пропитанного связующим армирующего материала на формообразующую поверхность оправки. Оправки для формования таких корпусов изготавливаются в основном из гипсовых или песчано-полимерных элементов. При этом изготовление таких оправок и их удаление из корпуса после его термообработки является достаточно сложными и трудоемкими процессами. Кроме того, из-за низких упругопрочностных характеристик материала таких оправок очень трудно обеспечить необходимые выходные геометрические характеристики корпуса. Для серийного изготовления корпусов немаловажным является и тот факт, что для изготовления каждого корпуса предварительно необходимо изготовить новую оправку.

Поэтому чрезвычайно актуальными задачами являются создание многоразовой оправки, обеспечивающей:

- возможность ее извлечения из готового корпуса через большее полюсное отверстие;
- стабильные геометрические размеры корпуса при многократном использовании оправки;
- снижение стоимости изготовления корпусов.

В данной статье рассматриваются технологические аспекты создания специальной оснастки для серийного изготовления корпусов ракетных двигателей на основе высокопрочного высокомодульного углеродного волокна.

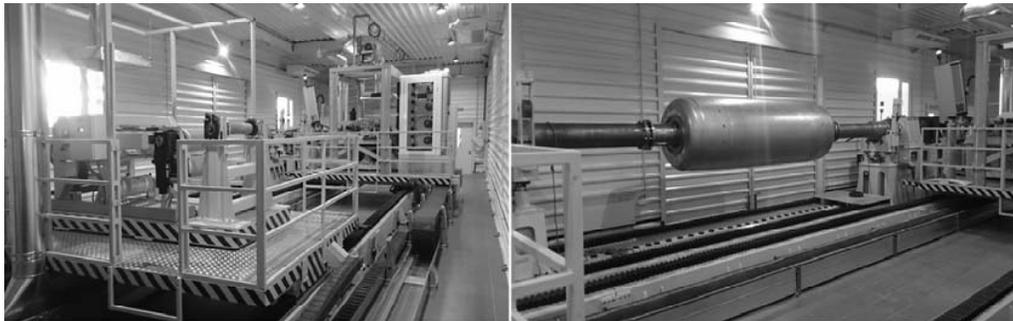


Рис. 1. Намоточный станок с ЧПУ

**Результаты и их обсуждение.** Работы по созданию металлической разборной оправки для серийного производства проведены в ГП «КБ «Южное» в 2014 – 2015 гг. Разработка и изготовление оправки проведены совместно с ООО «Империя металлов» для корпуса маршевой двигательной установки (МДУ), принципиальная схема которого представлена на Рис. 2, а габаритные размеры составляют – диаметр 900 мм, длина 3000 мм.

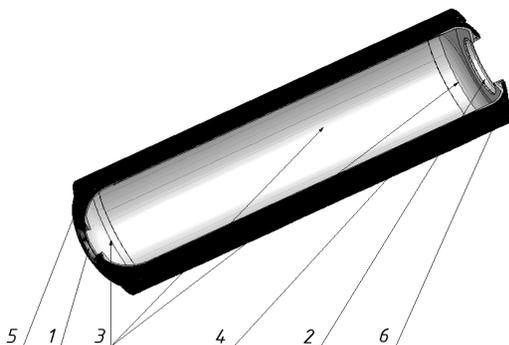
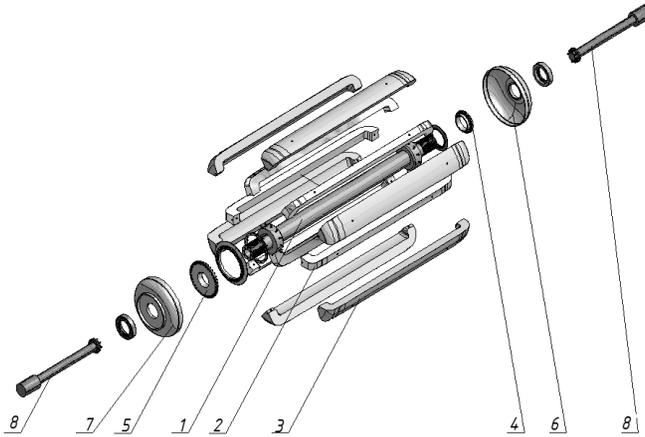


Рис. 2. Общий вид корпуса МДУ:

- 1 – фланец передний; 2 – фланец задний; 3 – внутреннее теплозащитное покрытие;  
4 – силовая оболочка; 5 – передний узел стыка; 6 – задний узел стыка

- При проектуванні оправки учитувались наступні основні вимоги:
- оправка повинна складатися з «карт», які вилучаються з отверженого корпусу двигателя через повне отвір в більшому фланці;
  - конструкція оправки повинна забезпечувати не менше 100 циклів «розборка-збірка» без зміни її геометрії;
  - конструкція оправки повинна мати максимальні удільні характеристики міцності і жорсткості;
  - висока точність формуючої поверхні (до 0,05 мм).

На Рис. 3 представлена принципова схема розробленої розборної оправки.



**Рис. 3. Конструктивні елементи оправки**

Оправка складається з наступних основних елементів:

- вала (поз. 1);
- випадаючих і замикаючих карт (поз. 2,3);
- фланцедержателів переднього і заднього (поз. 4,5);
- ложних днищ переднього і заднього (поз. 6,7);
- цапф для намотки корпусу (поз. 8).

Конструктивно оправка представляє собою порожній вал-основу, на який кріпляться замикаючі і випадаючі карти. Карти щільно підгоняються один до одного і після збірки на валу забезпечують формуючу поверхню. Кількість і форма карт вибираються виходячи з діаметра отвіру в більшому фланці.

Карти базуються по зовнішній поверхні вала і кріпляться до валу за допомогою фіксувальних болтів. Така конструкція забезпечує багаторазову формуючу поверхню для установки на ній внутрішнього теплозахисного покриття (ВТЗП) і наступної намотки, механічної обробки корпусу двигателя і наступного вилучення оправки з готового корпусу двигателя.

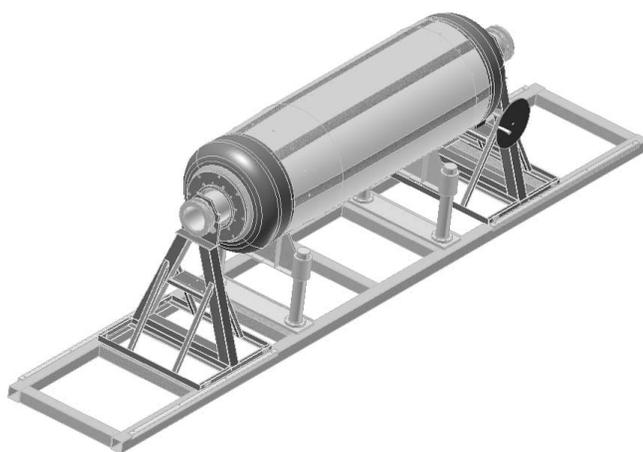
Для забезпечення всього циклу виготовлення корпусу МДУ додатково був розроблений спеціальний комплект технологічного оснащення, який включає в себе:

- сталець збірки оправки;
- сталець розборки оправки;
- платформу з пристосуванням для обертання оправки в печі;
- сталець слесарний;
- кондуктори для сверлення отвіру і вклейки закладних елементів.



**Рис. 4. Общий вид оправки в сборе**

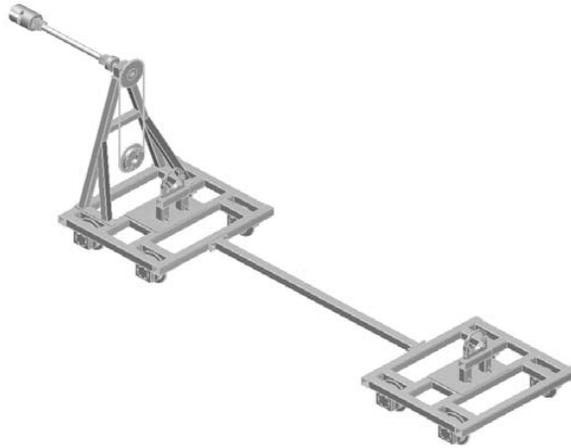
Стапель сборки (Рис. 5) представляет собой раму с подвижными ложементами-люнетами и неподвижными ложементами – домкратами. Один из ложементов-люнетов оснащен червячным редуктором с приводным маховиком для вращения вала во время сборки оправки. В процессе сборки оправы вал-основа проворачивается в стапеле и при помощи крана производится монтаж карт на вал с учетом маркировки на валу и картах. Предусмотрена также возможность установки на оправку в сборочном стапеле штатных фланцев с днищами ВТЗП, «ложных днищ» и цапф.



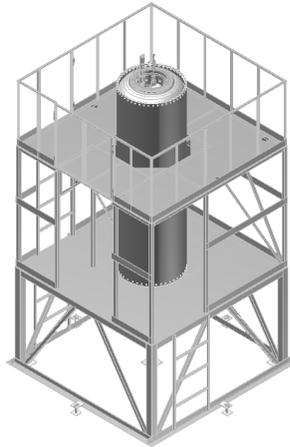
**Рис. 5. Стапель сборки оправки**

Для обеспечения равномерного распределения связующего в композиционном материале в процессе термообработки заготовки корпуса в печи аэродинамического нагрева разработаны специальные тележки с приспособлением для вращения оправки в печи, конструктивная схема которых изображена на Рис. 6.

Для извлечения разборной оправки из корпуса предназначен стапель разборки (Рис. 7). Он представляет собой рамную конструкцию, в которую вертикально помещается оправка с заготовкой корпуса двигателя. Кантование оправки с заготовкой корпуса в вертикальное положение производится краном при помощи специальной поворотной стойки, расположенной на стапеле сборки оправки. При разборке оправки с помощью домкрата и крана извлекается вал. Далее поэтапно извлекаются карты – сначала выпадающие, затем замыкающие.



**Рис. 6. Тележки с приспособлением для вращения оправки в печи**



**Рис. 7. Стапель разборки оправки**

Для выполнения слесарных операций с заготовкой корпуса разработан слесарный стапель. Он представляет собой раму с ложементом и приводом вращения оправки (ручной редуктор).

Сверление отверстий и вклейка закладных элементов в узлах стыка осуществляется при помощи специальных кондукторов, которые базируются по заранее обработанным торцам корпуса МДУ.



**Рис. 8. Стапель слесарный с кондукторами для сверления отверстий**

Представленная в настоящей работе технологическая оснастка позволяет обеспечить полный технологический цикл изготовления корпуса МДУ методом «мокрой» намотки на станке с ЧПУ.

**Выводы.** Разработанная и изготовленная металлическая разборная оправка является новой разработкой и не имеет аналогов в Украине. Оправка является многоразовой и не требует повторного изготовления по сравнению с ранее используемыми одноразовыми песчано-полимерными оправками, что существенно упрощает технологию изготовления, уменьшает трудоемкость и энергозатраты, повышает эффективность изготовления корпусов МДУ.

### Библиографические ссылки

1. **Карпов, Я. С.** Проектирование оболочек вращения из композиционных материалов: учеб. пособие [Текст] / Я. С. Карпов, П. М. Гагауз. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 64 с.
2. **Коваленко, В. А.** Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – №5(82). – С. 14-20.
3. **Кондратьев, А. В.** Обзор и анализ мировых тенденций и проблем расширения применения в агрегатах ракетно-космической техники полимерных композиционных материалов [Текст] / А. В. Кондратьев, В. А. Коваленко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Х.: ХАИ, 2011. – №3(67). – С. 7 – 18.

*Надійшла до редколегії 31.05.2015*

## ЗМІСТ

<i>Filho S.R.V., Shynkarenko O., Habl L.T.C., Ishioka I.S.K.</i> PRELIMINARY RESEARCH OF GAS TORCH IGNITION SYSTEM FOR THE HYBRID ROCKET MOTOR .....	3
<i>Бадун О. П., Горбенко Г. А., Дешевих С. О., Стрельченко О. Ю., Філіппенко П. П.</i> ВПЛИВ ВІЛЬНОГО ГАЗУ НА АНТИКАВІТАЦІЙНІ ЯКОСТІ ШНЕКО-ВІДЦЕНТРОВОГО НАСОСА .....	10
<i>Володько Е. Г., Тутык В. А.</i> ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ПОВЕРХНОСТИ ТИТАНОВЫХ ИМПЛАНТАТОВ ЭЛЕКТРОЛИТНО-ПЛАЗМЕННОЙ ПОЛИРОВКОЙ.....	18
<i>Голуб Е. Ю., Заболотный А. В.</i> КОМПЕНСАЦИЯ «СОРТОВОЙ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ» ИЗМЕРЕНИЙ ВЛАЖНОСТИ ДИЭЛЬКОМЕТРИЧЕСКИМИ ВЛАГОМЕРАМИ. ПОИСК СПОСОБА .....	24
<i>Голубек А. В.</i> АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК СБЛИЖЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ В ПРОЦЕССЕ ВЫВЕДЕНИЯ НА ЭКВАТОРИАЛЬНЫЕ ОРБИТЫ .....	32
<i>Гришин Н. В., Приходько А. А.</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО ПОПЕРЕЧНОГО ОБТЕКАНИЯ ЦИЛИНДРА ПРИ ДОЗВУКОВОЙ И СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ.....	41
<i>Губа О. М., Золотько О. В., Золотько О. Є.</i> АНАЛІЗ МЕТОДІВ ЗНИЖЕННЯ АКУСТИЧНИХ ВИПРОМІНЮВАНЬ ВИСОКОШВИДКІСНОГО РЕАКТИВНОГО СТРУМЕНЯ ДЕТОНАЦІЙНОГО ДВИГУНА .....	48
<i>Деревянко И. И.</i> ОСНОВЫ ТЕОРИИ АДАПТИВНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ СТОХАСТИЧЕСКИХ ВЫБОРОК ИЗМЕРЕНИЙ .....	56
<i>Жильцова А. С., Саевич О. В., Чмиленко Ф. А.</i> ВОЗДЕЙСТВИЕ УЛЬТРАЗВУКОВОГО ПОЛЯ НА ПОВЕДЕНИЕ В ВОДНЫХ РАСТВОРАХ СИСТЕМЫ АЛЬБУМИН-КРАСИТЕЛЬ .....	66
<i>Кацова В. В., Авдеев В. В.</i> КОНТУР КОРЕКЦІЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ КУТОВОГО ПОЛОЖЕННЯ СУПУТНИКА .....	70
<i>Кириченко С. Ю., Сокол Г. И.</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ ВЕТРОДВИГАТЕЛЕЙ И ПУЛЬСИРУЮЩИХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ .....	75

<i>Куцова В. З., Носко О. А., Сулай А. М.</i> СТРУКТУРА, МЕХАНІЧНІ ТА ЕЛЕКТРОФІЗИЧНІ ВЛАСТИВОСТІ МОНОКРИСТАЛІЧНОГО КРЕМНІЮ ПІД ДІЄЮ ПОСТІЙНОГО МАГНІТНОГО ПОЛЯ .....	84
<i>Манойленко А. А.</i> АНАЛІЗ УСТОЙЧИВОСТІ УГЛОВОГО ДВИЖЕННЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА .....	92
<i>Маренич Е. Н., Жариков И. Н.</i> ОХРАНА РЕЗУЛЬТАТОВ ІНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ ПРЕДПРИЯТТЯ.....	101
<i>Мінаєв П. Є.</i> ПОРІВНЯННЯ ВИСОТ ПІДЙОМУ ВОДЯНОЇ РАКЕТИ ЗА РІЗНИХ МОДЕЛЕЙ РОЗШИРЕННЯ СТИСЛОГО ПОВІТРЯ .....	103
<i>Михальчишин Р. В.</i> КОМПЛЕКСНИЙ МЕТОД БОРЬБЫ С ГИДРАВЛИЧЕСКИМ УДАРОМ ПРИ ЗАПРАВКЕ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ .....	108
<i>Ніколайчук Т. М., Щелокова І. В., Мамчур І. О., Мамчур С. І., Калинина Н. Е., Носова Т. В.</i> ОПТИМІЗЦІЯ ХІМІЧНОГО СКЛАДУ СПЛАВУ Т15К6 ТА СТАБІЛІЗАЦІЯ ЙОГО МЕХАНІЧНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ЗА ДОПОМОГОЮ МЕТОДУ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ .....	113
<i>Носова Т. В., Мамчур С. І., Луговська А. В.</i> РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЦЕСУ ВИГОТОВЛЕННЯ ТЕПЛОІЗОЛЯЦІЇ ТРИШАРОВОЇ КОНСТРУКЦІЇ ДЛЯ ГОЛОВНОГО ОБТІЧНИКА ЛІТАЛЬНОГО АППАРАТА.....	120
<i>Олишевская В. Е., Басс К. М., Олишевский Г. С., Гололобов О. Б.</i> СОСТАВ НАНОПРИСАДОК К АВТОМОБИЛЬНЫМ СМАЗЫВАЮЩИМ МАТЕРИАЛАМ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ПРОЦЕССЫ ТРЕНИЯ И ИЗНОСА ДЕТАЛЕЙ МАШИН.....	123
<i>Олишевский Г. С., Олишевский И. Г.</i> ОБОСНОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕПЛОАСОСНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ УТИЛИЗАЦИИ ТЕПЛОВЫХ ПОТЕРЬ В СИЛОВЫХ ТРАНСФОРМАТОРАХ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ .....	131
<i>Полишко С. А.</i> ВЛИЯНИЕ УГЛЕРОДА И ХРОМА НА СВОЙСТВА СТАЛЕЙ .....	136
<i>Савастру Р. А., Голубек А. В.</i> ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ ТРАНСВЕРСАЛЬНО ОТДЕЛЯЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПОСЛЕ ВЫЯВЛЕНИЯ АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ .....	140

*Синча А. А., Меланченко А. Г.*

ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЗАДАЧ НАБЛЮДЕНИЯ  
ЗЕМЛИ ДЛЯ РАЗРЕЖЕННОГО КЛАСТЕРА НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ..... 149

*Усиченко В. И., Крюков А. В., Грошелев Д. Г.*

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ СТОЛКНОВЕНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ  
МЕТОДОМ ВЫДЕЛЕНИЯ ЭКВИДИСТАНТНЫХ ТОЧЕК  
НА ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ..... 156

*Федорук В. А., Варлан К. Е., Спорягин Э. А.*

ВЛИЯНИЕ ЭФИРСОДЕРЖАЩИХ ПЛАСТИФИКАТОРОВ  
ИЗ ВОЗОБНОВЛЯЕМОГО СЫРЬЯ НА РЕОЛОГИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА  
СМЕСЕВЫХ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИЙ ..... 161

*Халипова В. Д.*

ВЫБОР МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОБРАБОТКИ  
ТЕСТОВОЙ ИНФОРМАЦИИ О КРАТКОВРЕМЕННЫХ СОСТОЯНИЯХ  
ПСИХИКИ ЛИЧНОСТИ ..... 168

*Чабан В. В., Гуртова О. В., Чмиленко Ф. О.*

ЧУТЛИВІ ЕЛЕМЕНТИ НА ОСНОВІ СТИРОЛ-АКРИЛОВОЇ  
ТА СТИРОЛ-БУТАДІЄНОВОЇ ДИСПЕРСІЇ  
ДЛЯ ФОТОМЕТРИЧНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ІОНІВ МЕТАЛІВ ..... 176

*Шептун Ю. Д., Коваленко Н. Д., Коваленко Т. О.*

РЕЛЕЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ СТУПЕНЬЮ  
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ..... 182

*Шилина Е. В., Шилин С. А., Потапов А. М., Санин А. Ф.*

СОЗДАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОСНАЩЕНИЯ  
ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОРПУСОВ ТИПА «КОКОН» ..... 186

Наукове видання

**ВІСНИК  
ДНІПРОПЕТРОВСЬКОГО УНІВЕРСИТЕТУ**

**Серія: РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА**

Заснований у 1993 р.

*Випуск 18, том 1*

**Українською, російською та англійською мовами**

**Свідоцтво про державну реєстрацію державного засобу масової інформації  
серія КВ № 21508 – 11408Р від 17.06.2015 р.**

Редактори: В. О. Наскан, Л. В. Дмитренко  
Коректор Т. І. Севост'янова  
Оригінал-макет Г. М. Хомич

---

Підписано до друку 15.10.2015. Формат 70×108<sup>1/16</sup>. Папір друкарський.  
Ум. друк. арк. 19,25. Ум. фарбовідб. 19,25. Обл.-вид. арк. 20,5. Тираж 100 прим.  
Зам. № 748.

---

РВВ ДНУ, просп. Гагаріна, 72, м. Дніпропетровськ, 49010.

ПП «Ліра ЛТД». вул. Погребняка, 25, м. Дніпропетровськ, 49010.  
Свідоцтво про внесення до Державного реєстру  
серія ДК № 188 від 19.09.2000 р. Фактична адреса: вул. Наукова, 5