

УДК 532.516

V.I. Eliseev\*, Yu.P. Sovit\*\*, R.N. Molchanov\*\*\*

Институт геотехнической механики НАН Украины\*  
Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара\*\*  
Днепропетровская государственная медицинская академия\*\*\*

## NUMERICAL SIMULATION OF THE MASS TRANSFER IN A HEMODIALYSIS CELL MACHINE

Внедрение современных математических методов в изучение процессов биологических систем является характерным для нашего времени. Наработанный громадный научный потенциал точных наук и современная вычислительная техника позволяют решать сложные задачи с большим набором параметров. Одним из сложнейших направлений в современной науке является моделирование массообменных процессов в живых системах и, в частности, в организме человека и создание медицинской аппаратуры для выполнения тех или иных лечебных операций. Само создание такой аппаратуры невозможно без четкого понимания биофизических и химических процессов, как в аппарате, так и в организме, находящемся под влиянием работы аппарата. Наиболее ярким примером взаимосвязи организма и аппарата является процесс гемодиализа. Математическому описанию этого процесса посвящено уже немало работ. В данной статье представлена математическая модель, описывающая гидравлическую сторону процесса с учетом сопровождающих эффектов, а также конвективно-диффузационный массоперенос нейтральных компонентов при взаимодействии их с полупроницаемой мембраной. Проведенные расчеты показали важные особенности таких систем, а также влияние задающих параметров на распределение рассматриваемых величин в капилляре и диализном канале.

**Ключевые слова:** Математическое моделирование, массоперенос, концентрации компонентов крови, онкотическое давление, гемодиализ

Впровадження сучасних математичних методів до вивчення процесів біологічних систем є характерним для нашого часу. Напрацьований величезний науковий потенціал точних наук і сучасна обчислювальна техніка дозволяють вирішувати складні завдання з великим набором параметрів. Одним з найскладніших напрямків у сучасній науці є моделювання масообмінних процесів в живих системах і, зокрема, в організмі людини і створення медичної апаратури для виконання тих чи інших лікувальних операцій. Саме створення такої апаратури неможливо без чіткого розуміння біофізичних і хімічних процесів, як в апараті, так і в організмі, що знаходиться під впливом роботи апарату. Найбільш яскравим прикладом взаємозв'язку організму і апарату є процес гемодіалізу. Математичному опису цього процесу присвячено вже чимало робіт. У даній статті представлена математична модель, що описує гіdraulічну сторону процесу з урахуванням супроводжуючих ефектів, а також конвективно-дифузійний массоперенос нейтральних компонентів при взаємодії їх з напівпроникною мембрanoю.

**Проведені розрахунки показали важливі особливості таких систем, а також вплив заданих параметрів на розподіл розглянутих величин в капілярі і діалізному каналі.**

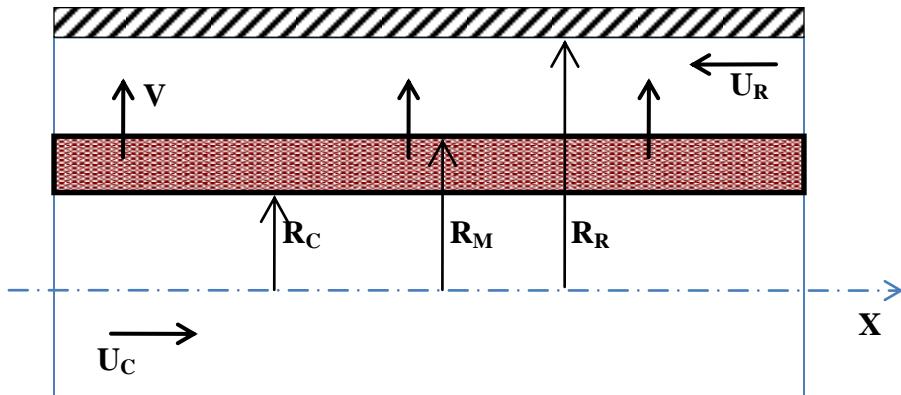
**Ключові слова:** Математичне моделювання, масоперенос, концентрації компонентів крові, онкотичний тиск, гемодіаліз

The introduction of modern mathematical methods in the study of the processes of biological systems is characteristic of our time. The accumulated huge scientific potential of exact sciences and modern computer technology allow solving complex problems with a large set of parameters. One of the most difficult areas in modern science is the modeling of mass-exchange processes in living systems and, in particular, in the human body and the creation of medical equipment for performing certain medical operations. The very creation of such equipment is impossible without a clear understanding of biophysical and chemical processes, both in the apparatus and in the body, which is under the influence of the apparatus. The most striking example of the relationship between the body and the apparatus is the process of hemodialysis. A lot of work has already been devoted to the mathematical description of this process. This paper presents a mathematical model describing the hydraulic side of the process with allowance for accompanying effects, as well as convective-diffusion mass transfer of neutral components when they interact with a semipermeable membrane. The calculations carried out showed important features of such systems, as well as the influence of the control parameters on the distribution of the quantities under consideration in the capillary and the dialysis channel.

**Keywords:** Mathematical modeling, mass transfer, concentration of blood components, oncotic pressure, hemodialysis

**Introduction.** One of the directions of the modern scientific development of the space industry is associated with a long stay and life support of a person in extreme conditions. The range of problems related to the creation of space technology currently includes not only the tasks of uninterrupted power supply and ensuring the reliability of mechanisms, but also, first of all, providing high-quality medical services based on modern medical equipment, in particular using membrane technology. Artificial blood purification (hemodialysis) in modern medicine has been universally recognized and is used as an effective method for ionic homeostasis, detoxification and dehydration of the body. The process of hemodialysis is associated with the occurrence of complex mass-exchange processes in the channels separated by membrane partitions through which the fluid is filtered and diffuses relatively low molecular weight blood components (muscular, creatine, toxic substances, allergens, etc.). One of the circuits of the hemodialysis apparatus used is a bundle of hollow fibers, the walls of which are semipermeable membranes. The blood of the patient is delivered inside the fiber, and the dialysis solution is injected into the interfiber space, as a rule, in countercurrent. Due to a certain pressure drop across the membrane, the fluid flow, which constitutes 90% of blood plasma, together with the metabolites, flows into the dialysis channel, as a result of which the concentration of the formed material and proteins in the fiber increases, which is accompanied by an increase in viscosity blood. Blood is a heterogeneous medium, it consists of blood particles (shaped material, dispersed medium) and dispersive fluid mass - plasma. Plasma is a biological colloidal solution that contains

both low molecular weight substances and high molecular weight protein compounds (proteins). One of the most important effects associated with the hemodialysis process is the osmotic increase in pressure in the capillary pressure (oncotic pressure), which is due to the interaction of the plasma proteins with the membrane and the carrier fluid. In general, the hemodialysis process can be considered both from hydrodynamic positions and from the positions of diffusional mass transfer in the presence of molecular interaction of the components with each other and with the surfaces of the apparatus [1, 2]. At present, the hydraulic side of the theory of hemodialysis has acquired a relatively simple form, based on the solutions of the equations of hydrodynamics under the laser mode of flow in the channels [2–4].



**Fig. 1 Flow Chart**

**Mathematical formulation of the problem.** Flow dynamics. If the cell shown in Fig. 1 is taken as the cell element, then the equations describing the dynamics of the fluxes and the preservation of the masses of the blood components can be written as follows (the Newtonian model of the liquid is considered):

$$G_C = -\frac{1}{8} \frac{\pi \rho_C}{\mu_C} R_C^4 \frac{dp_C}{dx}, \quad (1)$$

$$G_R = -\frac{1}{8} \frac{\pi \rho_R}{\mu_R} \left\{ \left( R_R^2 - R_M^2 \right)^2 - \frac{\left( R_R^2 - R_M^2 \right)}{\ln(R_M / R_R)} \left[ \left( R_R^2 - R_M^2 \right) + 2R_M^2 \ln(R_M / R_R) \right] \right\} \frac{dp_R}{dx}, \quad (2)$$

$$\frac{dG_R}{dx} = 2\pi R_M \rho_R v_{MR}, \quad (3)$$

$$G_{PR} = Const, G_F = Const, \quad (4)$$

$$v_{CM} = K_M (p_C - p_R - p_{ONC}), \quad v_{MR} = \frac{R_C}{R_M} v_{CM}; \quad (5)$$

where  $G_C$ ,  $G_R$ ,  $G_S$ ,  $G_{PR}$ ,  $G_F$  - costs, respectively, of blood, dialysis fluid, liquid released from the blood into the dialysis channel, proteins, formulated material ;  $p_C$ ,  $p_R$  is the pressure in the capillary and dialysis channel accordingly;  $\rho_C$ ,  $\rho_R$  is density of blood, dialysis solution (the density of the emitted liquid is taken equal  $\rho_R$ );  $\mu_C$ ,  $\mu_R$  are the dynamic coefficients of viscosity, respectively, of blood and solution;  $R_C$ ,  $R_M$ ,  $R_R$  are radii (see fig. 1).

To these equations it is necessary to add the dependencies of viscosity and oncocteric pressure on the corresponding parameters [5]:

$$\mu_C = \mu_{PL} (1 + 2.5H + 0.0735H^2), \quad (6)$$

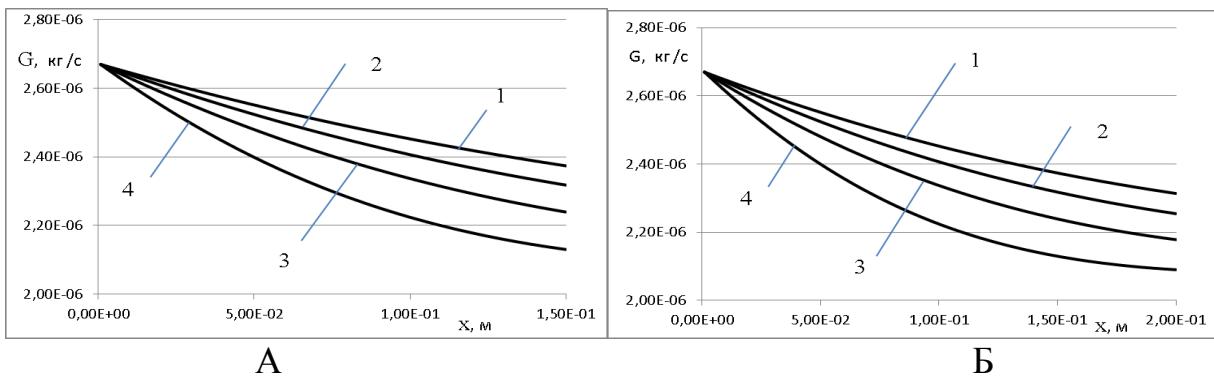
$$p_{ONC} = 0.21 \cdot c_{Pr} + 1.6 \cdot 10^{-3} \cdot c_{Pr}^2 + 9 \cdot 10^{-6} \cdot c_{Pr}^3, \quad (7)$$

where  $\mu_{PL}$  is dynamic coefficient of viscosity of the plasma;  $H$  is volume fraction of the form material (hematocrit);  $c_{Pr}$  is mass concentration of proteins in plasma. Somewhat more complex dependences of the dynamic viscosity on the hematocrit fraction are given in [2], the formula for the blood density is also given there.

$$\rho_C = 1030(1-H) + 1090H. \quad (8)$$

The written system of equations forms the basis of the hydrodynamic theory of hemodialysis, and with varying degrees of simplification has been considered in contemporary literature [2–4, 6].

In fig. 2 - 5 shows the results of calculations of costs and pressures in the channels of the device ( $R_C = 0.3$  mm;  $R_M = 0.34$  mm;  $R_R = 0.7$  mm).



**Fig. 2 Changes in blood flow in the fiber (A - fiber length 15 cm; B - fiber length 20 cm):**

$$1 - K = 10^{-9}, \quad 2 - 2 \cdot 10^{-9}, \quad 3 - 3 \cdot 10^{-9}, \quad 4 - 4 \cdot 10^{-9}.$$

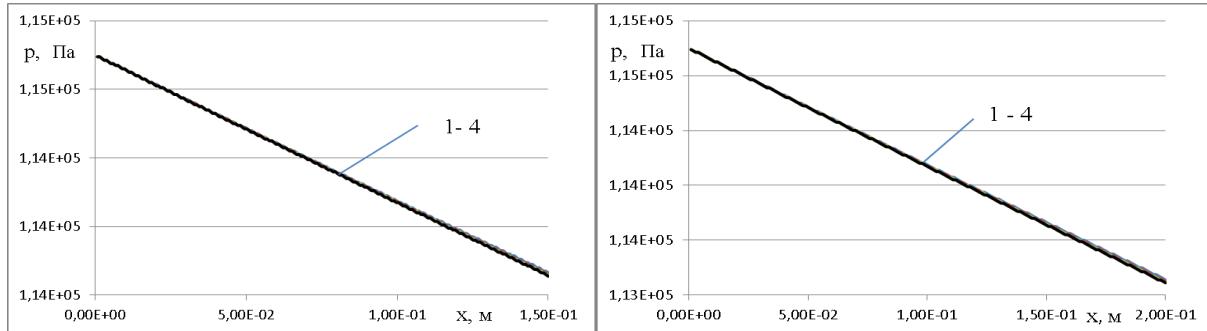


Fig. 3 Pressure drop in the fiber (same designations)

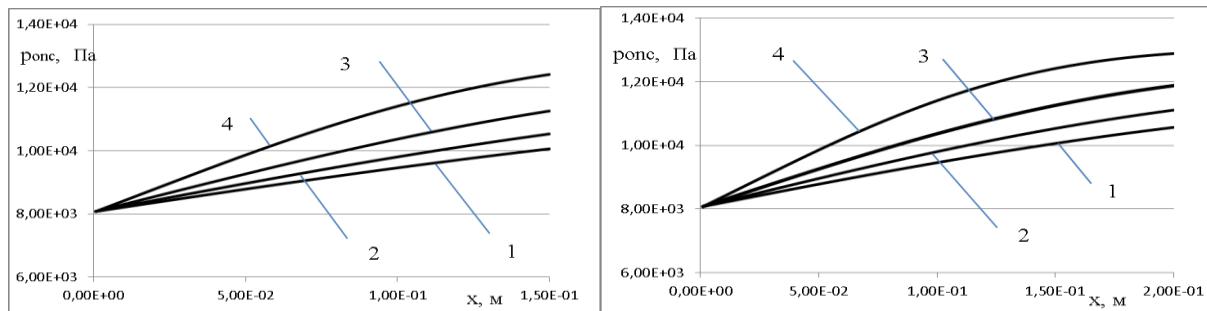


Fig. 4 The change of oncotic pressure in the fiber (the same designations)

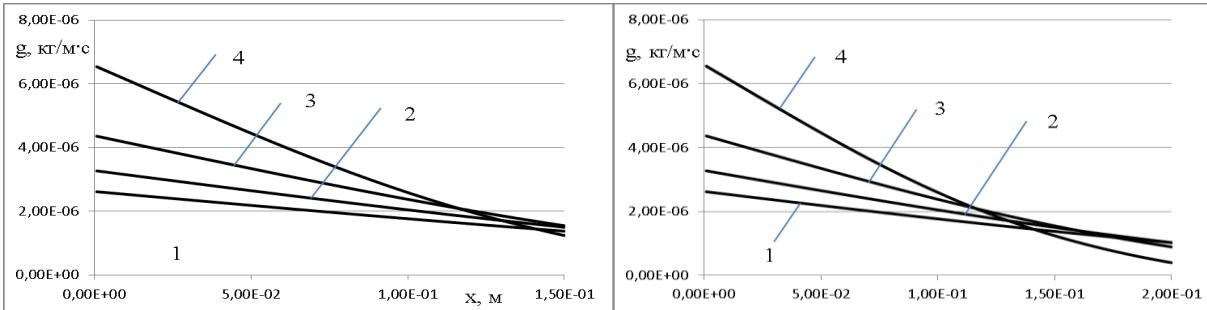


Fig. 5 Changes in the flow rate of fluid through the membrane (designations are the same)

The curves show qualitatively a change in the hydrodynamic parameters from the channel length and membrane resistance. From fig. 2 it follows that the costs in the capillaries, quite noticeably react to the magnitude of the flows. This is natural, because the flow rates themselves in the capillaries are not rational, as a result of which the membrane resistance must be clearly defined. Shown in fig. 4, the separation of oncotic pressure curves suggests that its values may be significant in the process. The calculations carried out in [3] for a more complex rheological model of a fluid, showed small differences in the pressure distribution in the channels compared to the Newtonian model, as a result of which the authors of this work - use the Newton model of a liquid to study mass transfer processes. The mathematical model and the method of successive approximations of this work allows one to determine the fluxes and pressures in the capillary and dialysis channels, depending on the driving parameters and hydraulic characteristics of the membrane.

**Mass transfer.** In addition to flow distribution during hemodialysis, an important issue is the distribution of blood components in the dialysis cell. In the previous section, emphasis was placed on the separation of flows due to the corresponding pressure drops, which determine the hydraulic behavior of media, i.e. it was assumed that the diffusion fluxes are small compared to the dynamic ones. In real cases, the gradients of the components can be significant, and the filtration hydrodynamic velocities are small, which should lead to an increase in the weight of the diffusion component. In addition, diffusion processes may also be of self-interest, since With the help of the introduction of some active components that prevent, for example, blood coagulation, it is possible to regulate the process itself, either to fix the output of the desired component, or, for example, to regulate the patient's calcium-phosphorus metabolism [ one]. Finally, significant scientific interest are ion-exchange processes in which the presence of membranes or phase supernotes has a great influence on the dynamics in general and on mass transfer [7,8]. Here we consider the diffusion processes of neutral components, one of which (1) is associated with blood, the other is distributed from the dialysis channel (component 2). A similar problem related to calcium metabolism was considered in [3]. The basic equation can be written as:

$$\frac{\partial(\rho_j c_j)}{\partial t} + u \frac{\partial \rho_j c_j}{\partial x} + v \frac{\partial \rho_j c_j}{\partial r} = \left[ \frac{\partial}{\partial x} \left( \rho_j D_j \frac{\partial c_j}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left( \rho_j D_j r \frac{\partial c_j}{\partial r} \right) \right] + J_j, \quad (9)$$

where  $t$  is time;  $x, r$ - coordinate system;  $u, v$ - speed components derived from the hydraulic task;  $c_j$ - concentration of the  $j$ -th component;  $D_j$  - diffusion coefficient;  $J_j$  determines the change in concentration due to reactions. We further assume that the densities and diffusion coefficients are constant  $J_j = 0$ , and the initial values of the concentrations are zero. As the boundary conditions, we use the following relations.

In capillary:

$$c_1(0, r) = c_{10}, \quad (\partial c_1 / \partial x)_{x=L} = 0; \\ (\partial c_2 / \partial x)_{x=0} = 0, \quad (\partial c_2 / \partial x)_{x=L} = 0; \quad (10)$$

in the membrane:

$$(\partial c_1 / \partial x)_{x=0} = 0, \quad (\partial c_1 / \partial x)_{x=L} = 0; \\ (\partial c_2 / \partial x)_{x=0} = 0, \quad (\partial c_2 / \partial x)_{x=L} = 0; \quad (11)$$

in dialysis channel:

$$\begin{aligned} (\partial c_1 / \partial x)_{x=0} &= 0, (\partial c_1 / \partial x)_{x=L} = 0; \\ (\partial c_2 / \partial x)_{x=0} &= 0, c_2(L, r) = c_{20}. \end{aligned} \quad (12)$$

At the boundaries of the regions, in accordance with the theory of mass transfer, we accept the corresponding equality of the concentrations and fluxes of the components [9].

On the axis of the capillary symmetry conditions

$$(\partial c_1 / \partial r)_{r=0} = (\partial c_2 / \partial r)_{r=0} = 0; \quad (13)$$

on the border of the capillary membrane:  $c_j(x, r)_{r=Rc+0} = H_{MC\ j} c_j(x, r)_{r=Rc-0}$ ,

$$\left( v c_j - D_j \frac{\partial c_j}{\partial r} \right)_{r=Rc-0} = \left( v c_j - D_j \frac{\partial c_j}{\partial r} \right)_{r=Rc+0}; \quad (14)$$

on the border of the membrane - dialysis channel:  $c_j(x, r)_{r=Rm-0} = H_{MR\ j} c_j(x, r)_{r=Rm+0}$ ,

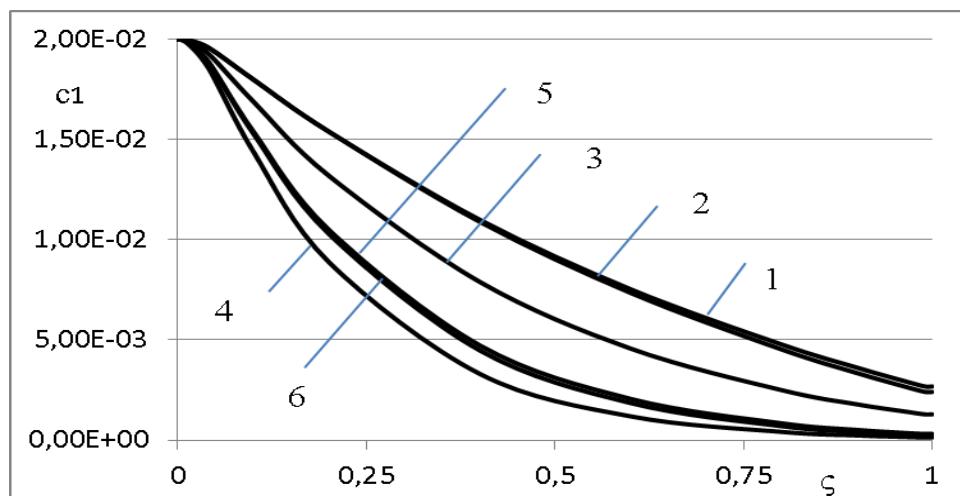
$$\left( v c_j - D_j \frac{\partial c_j}{\partial r} \right)_{r=Rm-0} = \left( v c_j - D_j \frac{\partial c_j}{\partial r} \right)_{r=Rm+0}; \quad (15)$$

on the canal wall  $(\partial c_1 / \partial r)_{r=Rr} = (\partial c_2 / \partial r)_{r=Rr} = 0$ . The written system of equations and boundary conditions is sufficiently general. It makes it possible, through the use of certain quantities or other, to model interesting, complex cases of mass exchange, and also to move to simpler equations. In particular, in a number of papers, for example, in [10, 11], mass transfer coefficients are used for mass fluxes of components between channels (through a membrane). In this paper, a model problem is considered — the transfer of a low-molecular complex from the blood to the dialysis channel and, conversely, some component from the dialysate solution to the capillary when the speeds and Henry coefficients change **Hmc** and **Hmr**.

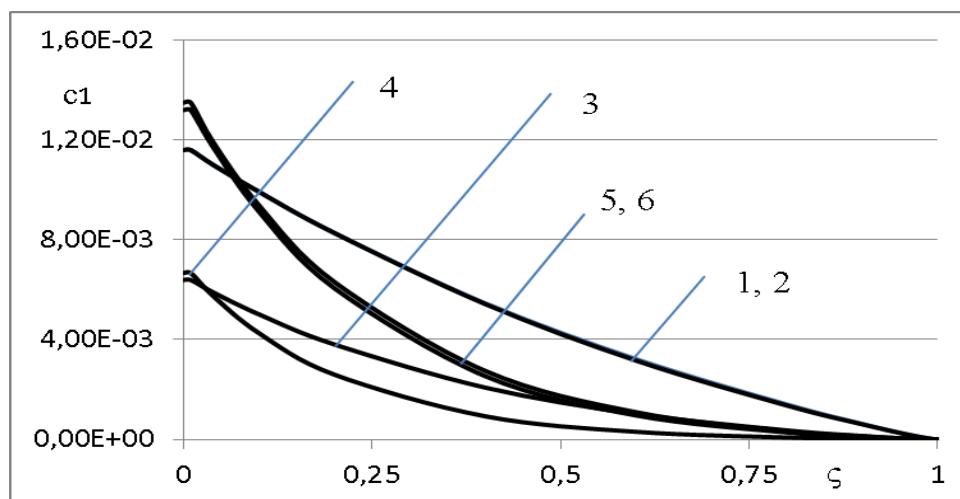
In fig. 6 - 9 shows the distribution curves of the considered compounds in the capillary and the dialysis channel for various cases (**Hmr=1**;  $v = \partial(u_C / U_{C0}) / \partial(x/L)$  was taken constant along the capillary, the diffusion coefficients in the membrane are an order of magnitude smaller than in solutions). The main changes of the setting parameters and the corresponding numbers of curves are given in the table.

*Table 1. The main changes of the setting parameters*

	1	2	3	4	5	6
Uc0	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01	0,01
Ur0	0,02	0,02	0,04	0,04	0,02	0,02
v	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2
Hmc	1	1	1	2	2	2



**Fig. 6 - The distribution of the concentration of C1 in the capillary**



**Fig. 7 - The distribution of the concentration of C1 in the dialysis channel**

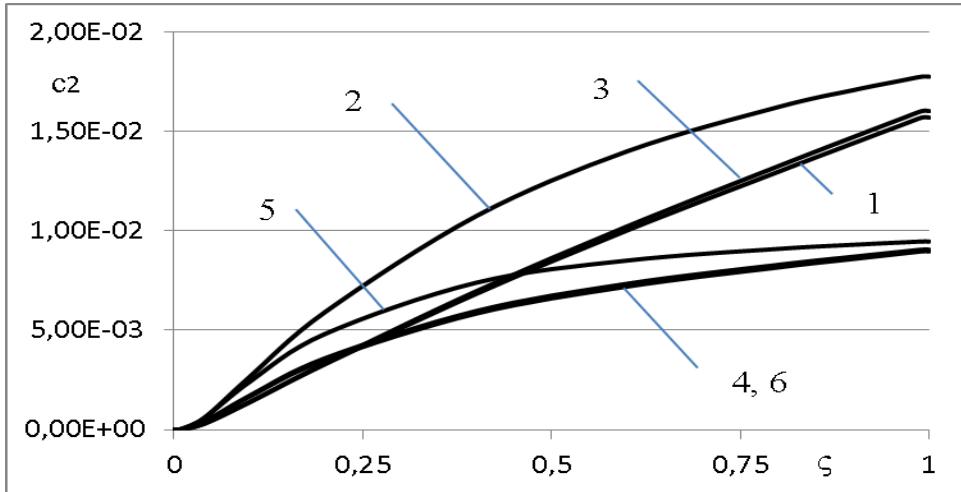


Fig. 8 - Distribution of C2 concentration in the capillary

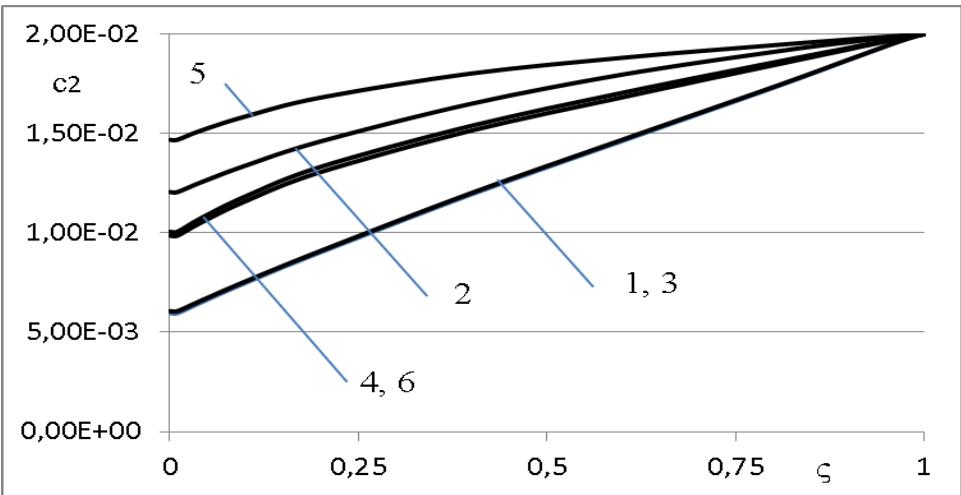


Fig. 9 - Distribution of C2 concentration in the dialysis channel

The given concentration curves of the considered components give an idea of their distribution in the channels, depending on the input velocities, filtration filtration flows in the membrane and Henry coefficients. Here, an important circumstance is the transition of component 2 from the dialysis solution to the capillary with blood, which is generally undesirable. This issue requires special attention and must be carefully developed. The second important point is related to the magnitude of the Henry coefficient, which has a significant effect on the distribution of the companion under consideration. This formulation of the problem and the numerical solution method allow calculating the distribution of blood components and dialysis solution in the capillary and dialysis channel depending on the determining parameters of the convective-diffusion process.

**Conclusions.** In the most general form, the problems of fluid hydraulics and convective-diffusive mass transfer in a cell of a hemodynamic apparatus are formulated. The performed numerical solutions have shown the effect of flows on the flow of fluid

in the channels and on the change in oncotic pressure of the blood. The distributions of the considered components of blood and dialysis solution in the channels are found, the effect of Henry overflows and coefficients on the concentrations of these substances is shown.

## References

1. Стецюк Е.А. Основы гемодиализа [Текст] / Е.А. Стецюк. М. Издательский дом ГЭОТАР-МЕД. 2001, с. 392.
2. Sunny Eloot Experimental and Numerical Modeling of Dialysis. Dissertation submitted to obtain the degree of Doctor in de Toegepaste Wetenschappen. Academic Year 2004-2005, 299p.
3. Julien Aniort, Laurent Chupin, Nicolae Cindea. Mathematical model of calcium exchange during hemodialysis using a citrate containing dialysate. 2017. 32p. <hal-01433150v2> HAL Id: hal-01433150 <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01433150v2> Submitted on 27 Sep 2017
4. Базаев Н.А. Программно-аппаратный комплекс для анализа технических характеристик и повышения эффективности функционирования систем диализного очищения крови. Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.13.01 – системный анализ, управление и обработка информации (приборостроение). М. 2011. 25с.
5. Pallone T.L. The simulation of continuous arteriovenous hemodialysis with a mathematical model / T.L. Pallone, S. Hyver, J. Petersen // Kidney International Vol. 35 (1989), PP. 125—133
6. Щабрикина Н.С. Моделирование влияния формы кровеносного капилляра на фильтрационно-реабсорбционные процессы [Текст] / Н.С. Щабрикина, Н.Н. Висталин, А.Г. Глачаев / Российский журнал биомеханики. 2004. Т. 8, № 1, С. 67-75.
7. Каграманов Г.Г. Диффузионные мембранные процессы: учебное пособие [Текст] / Г.Г. Каграманов. – М. РХТУ им. Менделеева. 2009. – 73с.
8. Елисеев В.И. Диффузионный массообмен в несмешивающихся жидкых электролитах [Текст] / В.И. Елисеев, Ю.П. Совет // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Дніпро. Ліра. 2017. Т. XXII, С. 40 – 51.
9. Дытнерский Ю.И. Процессы и аппараты химической технологии. Часть 2. Массообменные процессы и аппараты [Текст] / Ю.И. Дытнерский.- М. Химия. 1995, с. 366.
10. Baigent St. Mathematical Modelling of Profiled Haemodialysis: A Simplified Approach / St. Baigent , R. Unwin, Chee Chit Yeng // Journal Thejretical Medicine/ 2001. №3 pp. 143-160.

11. Скорова С.В. Влияние особенностей массопереноса на эффективность гемодиализной терапии [Текст] / С.В. Скорова, Н.А. Терзян, Н.Н. Чернов // Инженерный вестник Дона. 2015. №4, 14с. [ivdon.ruu/magazine/archive/n4p2y2015/3487](http://ivdon.ruu/magazine/archive/n4p2y2015/3487)

УДК 536.24:622.233

Г.И. Сокол, О.С. Омелюшко

*Дніпровський національний університет імені О.Гончара*

## **ВЕКТОРНО-ФАЗОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НИЗКОЧАСТОТНОГО АКУСТИЧЕСКАЯ ПОЛЯ В ПОЛОСТИ РУПОРА**

**Проведён анализ векторно-фазовых характеристик низкочастотного акустического поля в полости рупора. Экспериментально получена амплитудно-частотная характеристика безразмерной активной составляющей импеданса.**

**Ключевые слова:** низкочастотный, векторно-фазовые характеристики, рупор.

**Проведено аналіз векторно-фазових характеристик низькочастотного акустичного поля в порожнині рупора. Експериментально отримана амплітудно-частотна характеристика безрозмірної активної складової імпедансу.**

**Ключові слова:** низькочастотний, векторно-фазові характеристики, рупор.

**The analysis of vector-phase characteristics of a low-frequency acoustic field in the cavity of the horn is carried out. The amplitude-frequency characteristic of the dimensionless active component of the impedance is experimentally obtained.**

**Key words:** low-frequency, vector-phase characteristics, horn.

### **Актуальность темы.**

Метод векторно-фазовых характеристик [1-4] был ранее применён для исследования пространственного распределения основных характеристик звуковых и инфразвуковых полей. Однако структура акустического поля на низких частотах в полостях рупорах до сих пор не изучалась. Постановка и решение данной проблемы определяет актуальность выбранной темы исследований.

**Целью данной работы** является анализ векторно-фазовых характеристик низкочастотного акустического поля в полости рупора.

### Общая часть.

#### 1. Аналитический обзор

В известных работах по исследованию излучения волн звукогенераторами с рупорами инфразвуковой диапазон частот ранее не рассматривался.

Определяющим моментом в развитии теории излучения волн рупорами являлась публикация работы А.Г.Вебстера [5] в которой приведено волновое уравнение в виде

$$\Phi = c^2 \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + c^2 \frac{\partial \Phi}{\partial x} \cdot \frac{\partial}{\partial x} (\lg S),$$

где  $\Phi$ —потенциал,  $c$ —скорость звука,  $x$ —текущая координата вдоль оси рупора,  $S$ —площадь сечения.

В [6] введено понятие акустического сопротивления. В работе [7] приведено описание распространения волн в коническом и экспоненциальном рупорах бесконечной и конечной длин. Длину рупора предлагается выбрать такой большой, как только возможно на практике. В случае экспоненциального рупора получено решение для расходящейся волны. Рассмотрен процесс излучения в зависимости от критической частоты, ниже которой вдоль экспоненциального рупора согласно [7, 8] звук не распространяется. Разработана методика расчёта акустической мощности излучателя с рупором конечной длины, но только для рупора экспоненциальной формы. К тому же, моделью устья рупора принята труба с бесконечным фланцем или полусфера в бесконечном экране, что не оправдано для излучателей, параметр  $kR$  которых лежит в пределах от  $0,7 \leq kR \leq 2$ . Этот же недостаток имеет работа [8].

В работе [8] приводятся расчётные формулы для определения звукового давления, колебательной скорости, импеданса и акустической мощности для рупора бесконечной и конечной длины катеноидальной формы. Для сравнения характеристик рупоров различных форм введён коэффициент отдачи  $\tau$ , равный отношению активной составляющей импеданса в горле к величине удельного акустического сопротивления. Формула коэффициента отдачи, учитывающая эффект отражения прямой волны от устья рупора, выведена в предположении: рупор излучает звук так же, как труба, снабженная бесконечным фланцем, что является недостатком теории.

Существенный вклад в теорию распространения волн в бесконечных и конечных рупорах внесли работы Л.Я. Гутина [9, 10]. В работе [9] рассмотрено распространение волн в рупорах конической, параболической и экспоненциальной

формы конечной длины. Для них Л.Я. Гутин определил коэффициент излучения  $\alpha$  как

$$\alpha = \frac{X(ag - bf_1)}{(f_1\psi X)^2 + (a + f_1\psi Y)^2},$$

где  $X, Y$  – активная и реактивная составляющие импеданса в горле рупора,  $a, b, f_1, \psi$  – некоторые функции, зависящие от величины колебательной скорости в горле и в устье рупора, они вычисляются для рупора конической формы и определенных размеров.

Важным моментом в развитии теории о характеристиках звукового поля, возникающего в среде при излучении звука генератором с рупором, явились работы [11-15] где введено понятие коэффициента направленности и рассчитаны характеристики поля в зависимости от параметров  $kR$ .

## 2. Математическое описание распространения волны в рупоре катеноидальной формы.

При малых амплитудах колебаний волновой процесс в рупоре переменного сечения описывается волновым уравнением [5]

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{1}{S} \cdot \frac{\partial S}{\partial x} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial x} = \frac{1}{c_0^2} \cdot \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2}, \quad (1)$$

где  $\varphi$  - потенциал волнового поля,  $S(X)$  - переменная площадь сечения рупора,  $x$  - координата, проходит вдоль оси рупора,  $c$  - скорость звука в среде,  $t$  - время.

Решение волнового уравнения (1) является известным и зависит от вида функции  $S(X)$ . В данной работе сопоставления теоретических и практических результатов будем проводить для рупора катеноидальной формы. В этом случае второй член уравнения (1) имеет вид

$$\frac{\partial}{\partial x} (\lg S) = \frac{2}{h} \operatorname{tg} \frac{x}{h}.$$

Тогда площадь сечения изменяется по закону

$$S_2 = S_1 ch^2 \frac{l}{h},$$

$$\frac{2\pi}{\lambda_{kp}}$$

где  $h$  - параметр расширения,  $h = \frac{2\pi}{\lambda_{kp}}$ ,  $\lambda_{kp}$  - длина волны на критической частоте,  $S_1$  и  $S_2$  - площади сечения рупора в сечениях при  $x = 0$  и  $x = l$ , где  $l$  - длина рупора. Понятие критической частоты связано с изучением распространения в волн рупорах переменного сечения бесконечной длины.

### 3. Экспериментальные исследования акустических характеристик рупора.

С целью изучения частотной характеристики коэффициента излучения на конкретной модели проведена серия экспериментов. Так как  $\alpha$  есть безразмерная активная составляющая импеданса в горле рупора, то при экспериментальных исследованиях возникает необходимость в определении векторно-фазовых характеристик акустического поля рупора с последующим выделением их действительной части.

Разработана методика экспериментальных исследований акустического поля инфразвукового рупора конечной длины. Методика состоит в определении скалярных и фекторно-фазовых характеристик поля экспериментальным путём. В данном случае скалярная величина – уровень звукового давления в горле рупора, векторная – колебательная скорость частиц в горле рупора.

Определение активной и реактивной части импеданса в горле рупора известными методами, основанными на применении в измерениях полудлинноволновой трубы постоянного сечения, в данном случае трудоёмко, так как к горлу рупора необходимо пристыковать трубу длинной не менее 17м.

На первом этапе можно предположить, что колебательная скорость частиц в горле рупора определяется величиной колебательной скорости возбуждающего элемента. В случае поршня это предположение полностью оправдано и  $\zeta_1$  равна  $\zeta_p$  (где  $\zeta_p$  – колебательная скорость поршня). При очень медленно расходящемся сечении рупора (а в случае рупора длинной  $L=10\text{м}$  и  $f=17\text{Гц}$  существенная расходимость обвода начинается с длины  $L=6\text{м}$ ) можно предположить, что в горле рупора распространяется плоская волна.

Для измерения акустической мощности здесь достаточно иметь акселерометр, укреплённый на поршне, и микрофон, установленный в горле рупора. Таким методом проведены измерения, описанные в работах [14, 15].

Однако, более точно коэффициент излучения можно определить только с использованием метода измерений векторно-фазовых характеристик в горле рупора. Метод векторно-фазовых характеристик был ранее применён для исследования пространственного распределения основных характеристик инфразвукового поля в замкнутых объёмах [1]. Применим этот метод для определения безразмерной активной составляющей импеданса (или коэффициента излучения  $\alpha$  в горле рупора при возбуждении его на инфразвуковых частотах).

Для определения величины коэффициента излучения  $\alpha$  необходимо измерить мгновенные значения звукового давления  $p_2$  и колебательной скорости  $\zeta_x$  в горле рупора, а также фазовые соотношения между ними. Определить активную составляющую импеданса на основании измерений только  $p_2$  и  $\zeta_x$  возможно лишь

в случае простейших полей: в поле плоской бегущей волны, в дальнем поле свободной цилиндрической и сферической волн. В условиях сложного звукового поля при наличии стоячих волн необходимо знать ещё и фазовые соотношения между  $p_2$  и  $\zeta_x$ .

Величина  $p_2$  – скалярная характеристика звукового поля, измеряемая микрофоном по отработанным методикам.

Величина  $\zeta_x$  – колебательная скорость частиц среды в звуковой волне – величина векторная. В случае сложного звукового поля необходимо рассматривать проекции пространственного вектора колебательной скорости. Амплитуда проекции скорости  $\zeta_x$  на ось X даёт возможность вычислить коэффициент излучения  $\alpha$  в горле рупора

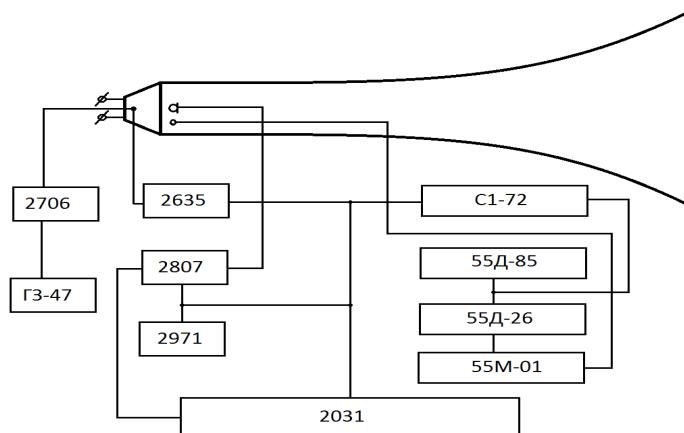
$$\zeta_x = i \zeta_x * e^{-i\phi_{p2\zeta_x}},$$

где  $\phi_{p2\zeta_x}$  – разность фаз между звуковым давлением и соответствующей проекцией скорости,  $\zeta_x$  – составляющая вектора колебательной скорости, совпадающая с продольной координатой, направленной вдоль оси рупора.

Таким образом, структура звукового поля в горле рупора также вполне может быть определена на основании измерений трёх основных параметров  $p_2$ ,  $\zeta_x$ ,  $\phi_{p2\zeta_x}$ . Поэтому экспериментальные исследования звукового поля в горле рупора были основаны на измерении этих трёх величин.

На рисунке 1 представлена схема измерительной аппаратуры.

Для проведения таких измерений необходимо иметь два акустических приёмника: приёмник звукового давления и приёмник колебательной скорости.



**Рис. 1. Схема измерительной аппаратуры. 4344- акселерометр, 2635- предусилитель заряда, 2807- блок питания, С1-72 осциллограф, 2031- анализатор спектра.**

В качестве приёмника звукового давления использовался конденсаторный микрофон 4165. В качестве приёмника колебательной скорости был использован акселерометр 4344, сигнал с которого интегрировался на интеграторе. Фаза между  $p_2$  и  $\zeta_x$  фиксировалась фазометром 2971.

При подаче сигналов с задающего генератора ГЗ-47 через усилитель мощности 2706 приводилась в колебательное движение диафрагма громкоговорителя EvM MODEL15L, пристыкованного к горлу катеноидального рупора. В горле рупора непосредственно перед диафрагмой динамика (на расстоянии 0,1м) был установлен микрофон 4165. Акселерометр 4344 устанавливался в центре мембранны громкоговорителя на колею. Данные измерений звукового давления микрофоном 4165 и колебательной скорости центра мембранны громкоговорителя акселерометром 4344 через предусилитель заряда 2635, блок питания 2807, фиксировались визуально на шкалах осциллографа СІ-72 и анализатора спектра 2031. Частотный диапазон измерений составил 15-50Гц.

В процессе экспериментальных исследований уровень внешних шумов был ниже измеряемого уровня звукового давления на 15 дБ. Предварительно также было установлено, что амплитудно-частотная характеристика громкоговорителя, применяемого для возбуждения столба воздуха в рупоре, в пределах исследуемых частот является, практически линейной [16, 17]. Применяемая для измерений аппаратура фирмы Брюль и Кьер позволила определить фазовые соотношения  $\Phi_{p2\zeta_x}$  с точностью  $\pm 1$  дБ[18].

Измерения производились согласно требованиям, изложенным в ГОСТ 17187-81 и инструкции по применению аппаратуры фирмы Брюль и Кьер [18].

Перед началом измерений предварительно была проведена калибровка измерительного тракта, для чего была собрана установка, состоящая из цилиндрической трубы постоянного сечения, громкоговорителя и описанного выше комплекта измерительной аппаратуры. Она позволила определить погрешность, вносимую комплектом измерительной аппаратуры в измерения  $\Phi_{p2\zeta_x}$ . С учётом данных калибровки измерительного тракта получено, что  $\Phi_{p2\zeta_x}$  в горле рупора катеноидальной формы близка к  $0^\circ$ , а в горле рупора возбуждалась плоская волна. Фазо-частотная характеристика представлена на рисунке 2.

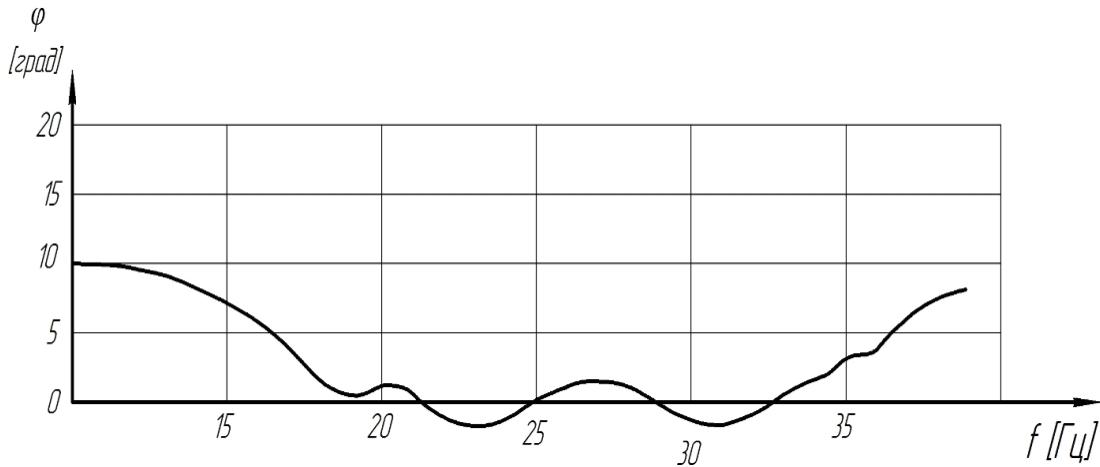


Рис. 2. Фазо-частотная характеристика в горле рупора.

Ввиду того, что звуковое давление измерялось микрофоном, установленным на расстоянии 0,1м от диффузора громкоговорителя, а колебательная скорость непосредственно на самом диффузоре, было проведено сравнение величины колебательной скорости частиц непосредственно в месте установки микрофона и колебательной скорости поверхности диффузора. Сравнение осуществлялось путём сопоставления электрических сигналов с акселерометра и анемометра. При этом анемометр был установлен рядом с микрофоном 4165. Сравнение колебательных скоростей осуществлялось путём сопоставления показателей электрических сигналов с акселерометра и анемометра. На рисунке 3 представлены данные измерений. В процессе сопоставления данных измерений выявлено, что частицы среды в месте установки микрофона 4165 колебались с той же скоростью, что и поверхность диффузора громкоговорителя. Отмечены отклонения в показаниях анемометра лишь на нескольких из задаваемых частот, не превышающие 15% от номинальных значений. Поэтому вполне достоверным считать расчёт коэффициента излучения  $\alpha$  по данным микрофона и акселерометра.

С целью исключения влияния резонансных явлений электрической части громкоговорителя на чистоту экспериментальных исследований, частотная характеристика звукового давления снималась при постоянном уровне колебательной диафрагмы громкоговорителя  $\zeta_1=0,1\text{м/с}$ .

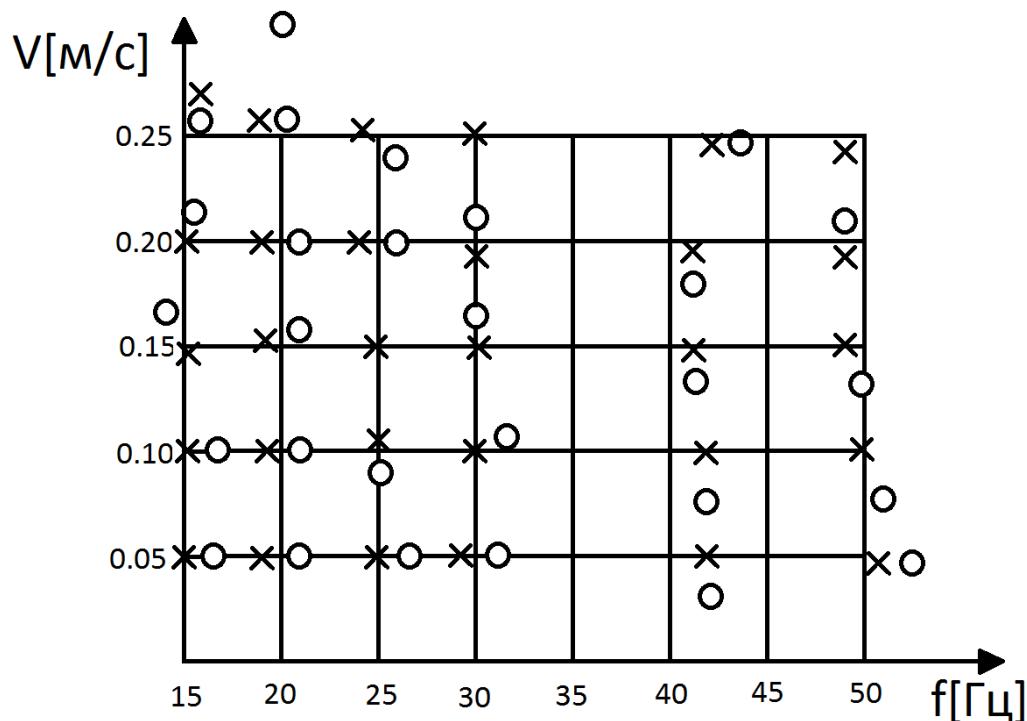


Рис. 3. Показання величини колебательної швидкості по анемометру "о" и интегрированием с акселерометром "x"

На рисунку 4 представлены фазо-частотные характеристики безразмерной активной составляющей импеданса в горле рупоров

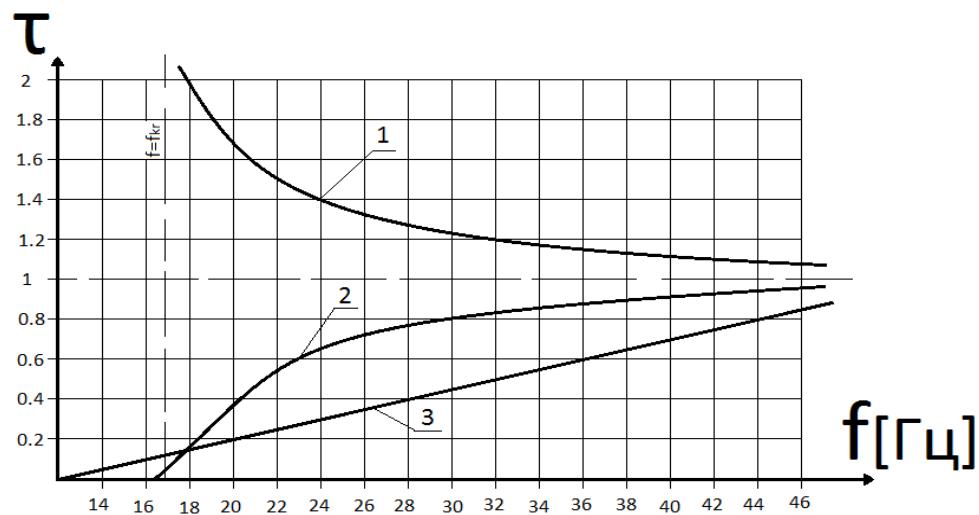
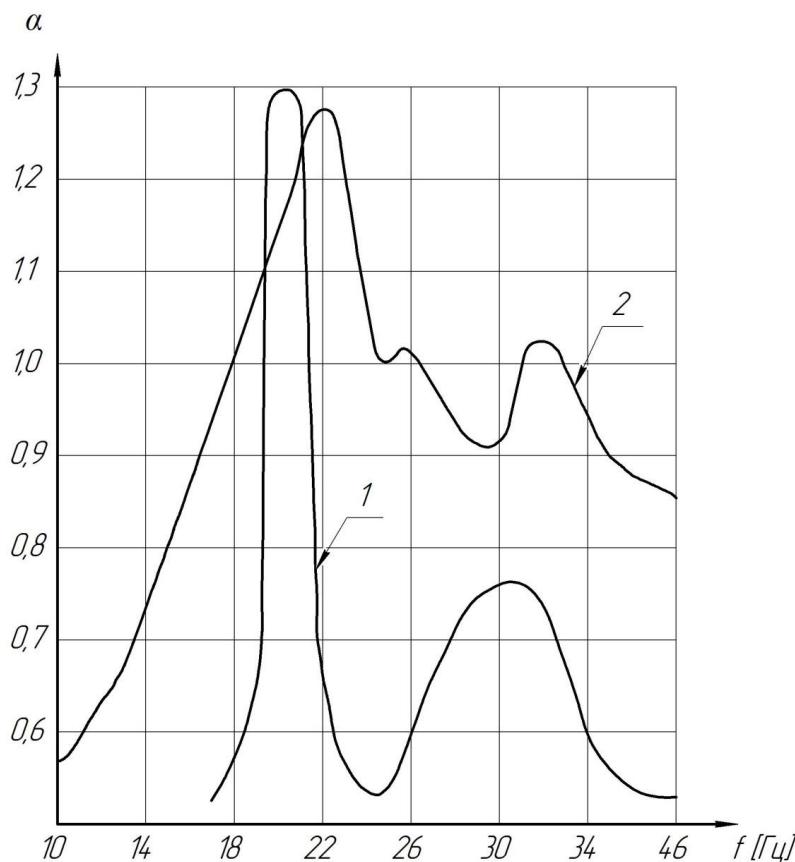


Рис. 4. Амплитудно - частотные характеристики безразмерной активной составляющей импеданса в горле рупоров 1- катеноидальнои формы, 2- экспоненциального, 3- конического.

На основании полученных измерительных данных построена частотная характеристика коэффициента излучения  $\alpha$ . Она представлена кривой 2 на рисунке 5. Как видно из рисунка, значения резонансных частот, полученные расчётным путём и экспериментально, полностью совпадают. Амплитудные значения коэффициента излучения разнятся в 0,92 раза.



**Рис. 5. – Амплитудно-частотная характеристика коэффициента излучения.**  
1-расчетные значения, 2-экспериментальные для рупора  $l=10$  м,  $R_1=0,17$  м,  $R_2=2$  м.

Измерения амплитудно-частотной характеристики коэффициента излучения показали, что акустическая мощность была максимальной на резонансных частотах излучения  $f_1=19,5\text{Гц}$ ,  $f_2=30\text{Гц}$ ,  $f_3=52\text{Гц}$ . При этом параметр  $kR_2$  рупора соответственно составлял величины  $kR_2=0,74$ ;  $kR_2=1.15$ ;  $kR_2=1.7$ .

С целью расчёта акустической мощности генератора на этих частотах были определены три его характеристики направленности. Они представлены на рисунке 5 видно из рисунка, на частотах  $f_1$ ,  $f_2$  направленность излучения отсутствует, характеристика направленности является круговой. Направленность излучения появилась на резонансной частоте  $f_3 = 52\text{Гц}$ . По данным измерений рассчитанным акустическая мощность устройства  $W_h=0,3\text{Вт}$  и коэффициент концентрации  $\Omega=1,6$ .

На рисунке 6 приведены характеристики направленности рупора.

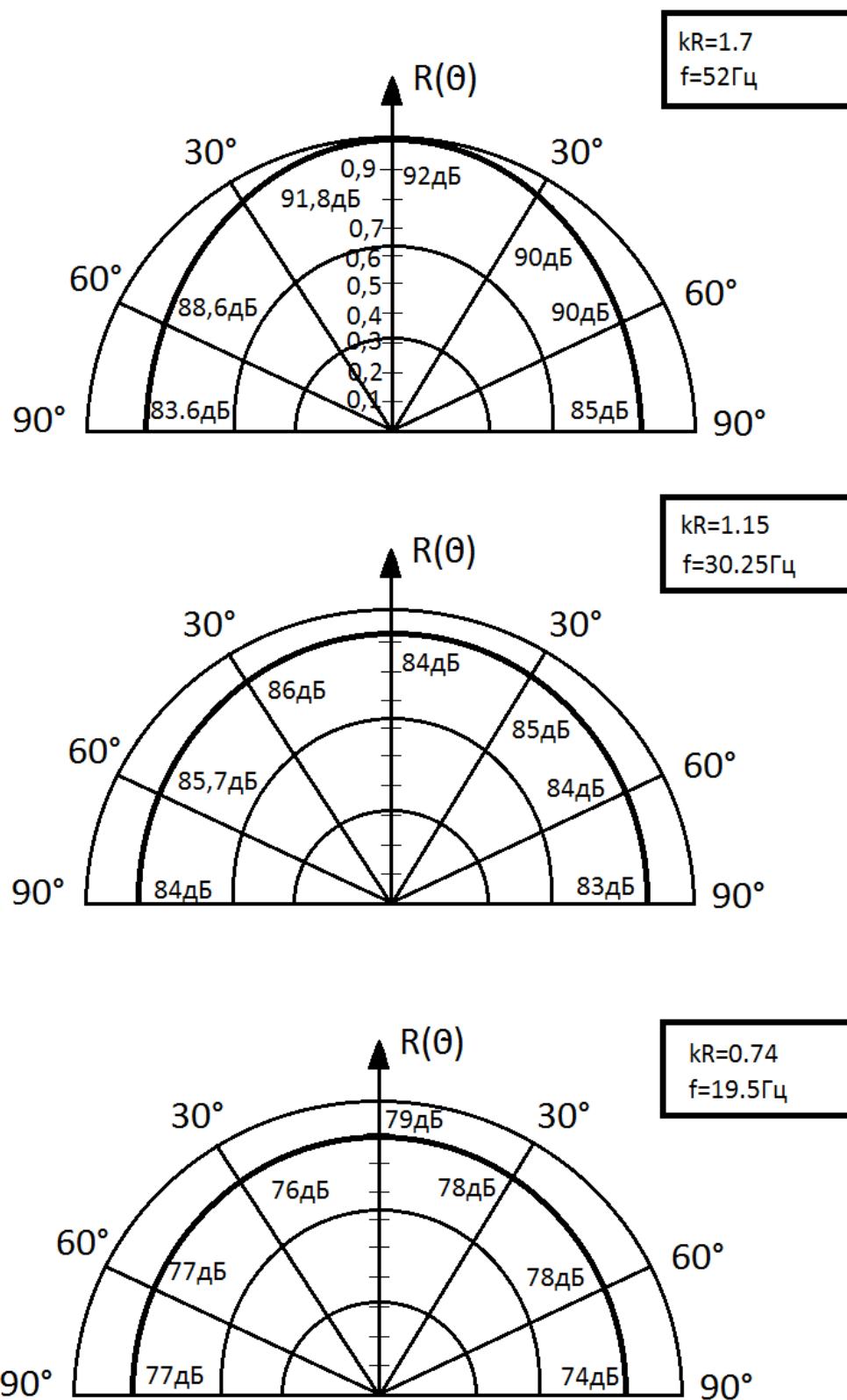


Рис.6. Характеристики направленности рупора

На рисунке 7 приведён внешний вид рупора катеноидальной формы.



**Рис.7. Внешний вид катеноидального рупора.**

### **Выводы.**

1. Анализ работ, выполненных ранее по усилению звука рупорами, показал, что исследования излучений волн акустическими излучателями с применением рупоров в инфразвуковом диапазоне частот ранее не проводилось.
3. Разработана методика измерений амплитудно-фазовых характеристик акустического поля в полости рупора на инфразвуковых частотах.
4. Экспериментально получена амплитудно-частотная характеристика безразмерной активной составляющей импеданса (коэффициента излучения) в горле рупора катеноидальной формы.

### **Библиографические ссылки**

1. Иванников А.Н. Метод исследования структуры звукового поля в малых замкнутых объемах воздуха. Дис.канд.физ.-мат. Наук (Моск.гос.ун-т им. М.В. Ломоносова, физ.фак.). – М., 1983. – 140с.
2. Захаров Л.Н., Ржевкин С.Н. Векторно-фазовые измерения в акустических полях. / Акустический журнал. – 1974. – т. 20, вып. 3. – С. 393-401.
3. Гордиенко В.А. Векторно-фазовые методы в акустике. [Текст] / В. А. Гордиенко, Л. Н. Захаров. – М. :Наука, 1989. – 222 с.

4. Шкуратник В. Л. Методы и средства изучения быстропротекающих процессов. Учебник для вузов [Текст] / В. Л. Шкуратник, А. С. Вознесенский, И. В. Колодина – М.: Издательство Московского государственного горного университета, 2003. – 309 с.
5. Webster A.G. Acoustical Impedance and Theory of Horns and Phohorn. – I. Franke.Inst. – 1977. – V.203, №1 – P.85-102.
6. Крендалл И.Б. Акустика. – Л.: Гостехиздат. 1934. – 171с.
7. Харкевич А.А. Теория электроакустических преобразователей. Волновые процессы. – М.: Наука, 1973, т.1. – 397с.
8. Морз Ф. Колебания и звук. – М.: Гостехиздат. 1937. – 465с.
9. Гутин Л.Я. К теории приёмного рупора. В кн.: Избранные труды. – Л.: Судостроение, 1977. – С. 37-55.
10. Гутин Л.Я. О звуковом поле поршневых излучателей. – ЖТФ. – 1937. – т.7, вып.10. – С. 1096-1106.
11. Сапожников М.А. Электроакустика. – М.: Связь, 1978. – 272с.
12. Фурдуев В.В. Динамика электроакустического преобразователя.
13. Дрейзен И.Г. Электроакустика и звуковое вещание. – М. : Связь-издат, 1961. – 544с.
14. Сухаревский Ю.М. О направленном действии экспоненциального рупора. – Электросвязь. – 1956. – №4. – С. 73-96.
15. Головин Н.Я. Акустические артиллерийские приборы / Под ред. В.В.Мечникова. – Л: Издание Артиллерийской ордена Ленина академии РККА им. Ф.Э.Дзержинского, 1938, т. II. – 218с.
16. Косько И.К., Сокол Г.И. Излучение инфразвука катеноидальным рупором конечной длины. – Днепропетровск: ДГУ, деп. ВИНИТИ от 9 сентября 1983, №5189-83 Деп., 18с., библ. 22.
17. Драган С.П., Косько И.К., Пирожков М.В., Сокол Г.И. Исследование характеристик в горле рупора близ критической частоты. – Днепропетровск: ДГУ, Деп. ВИНИТИ от 24 июля 1985, №5371-85 Деп., 7с, библ. 5.
18. Брох Е.Т. Применение аппаратуры фирмы "Брюль и Кьер" для измерений акустического шума. – Дания: "Брюль и Кьер", 1971. – 224с.

UDC 532.595:532.59

M.V. Polyakov, S.A. Davudov, A.V. Davudova, K.V. Heti

*Oles Honchar Dnipro National University*

## **DESIGN PARAMETERS OF MESH PHASE DELIMETERS FOR ENSURING REPEATED STARTING OF SPACECRAFT IN THE CONDITIONS OF HEIGHTLESS**

**У статті наведено основні результати теоретичних і експериментальних досліджень проектних параметрів сітчастих розділювачів фаз, як основного засобу для забезпечення повторного запуску двигунів космічних літальних апаратів багатоцільового призначення в умовах практичної невагомості, які проводились в лабораторії гідродинаміки Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара протягом останніх трьох десятииріч**

**Ключові слова:** паливні баки, ракетні двигуни, невагомість, космічний літальний апарат, сітчасті розділювачі фаз

**В статье приведены основные результаты теоретических и экспериментальных исследований проектных параметров сетчатых разделителей фаз, как основного устройства для обеспечения повторного запуска двигателей космических летательных аппаратов многоцелевого назначения в условиях практической невесомости, которые проводились в лаборатории гидродинамики Днепровского национального университета имени Олеся Гончара в течение последних трех десятилетий**

**Ключевые слова:** топливные баки, ракетные двигатели, невесомость, космический летательный аппарат, сетчатые разделители фаз

**The article presents the main results of theoretical and experimental studies of design parameters of mesh phase separators, as the main device for ensuring the re-launch of multi-purpose spacecraft engines under conditions of practical weightlessness, which were conducted in the laboratory of hydrodynamics of the Oles Honchar Dnipro National University during the last three decades**

**Keywords:** fuel tanks, rocket engines, weightlessness, spacecraft, mesh phase separators

**Introduction.** Under the conditions of motion of a spacecraft (SC) along a passive trajectory section, components of a liquid rocket fuel are mixed with pressurized gas. At the same time it is impossible to guarantee the contact of the drainage hole with the gas phase, and the drain - with the fuel. As a result, the launch of a SC engine may be disrupted.

To solve this problem, it is proposed to use a variety of so-called means of ensuring the fuel continuity (MEFC). The effectiveness of controlling and controlling the position of the fluid in the flight conditions of an aircraft (AC) along the passive trajectory section is determined by the ability of the MEFC to ensure that the fluid is drained from the tank without gas inclusions at any desired time with a given flow rate and in the right quantity with a minimum amount of residues. The work of MEFC is complicated by external power influences that are both random in nature and provided for by the flight program.

Mechanical methods for phase separation (elastic bags, membranes, bellows), the use of inertial forces for pre-launch separation of liquid and gas phases, fuel gelling are widely known [1]. However, the most widely spread MEFC, whose work is based on the use of the capillary properties of the liquid.

The main advantage of capillary MEFC is the passive nature of their action, which does not require any additional energy costs for their functioning. In addition, they do not have moving parts, are compatible with any type of fuel, are insensitive to the ambient temperature, the number of launches of SC engines. Capillary MEFC easily adapts to the existing tank geometry.

The main disadvantage of capillary MEFC is an insignificant amount of capillary forces and, as a result, a decrease in the effectiveness of the functioning of a MEFC of this type with an increase in the intensity of external force effects.

There are various types of capillary MEFC [14]. In particular, "lobed" systems, perforated plates, blocks of metal discs with grooves etched on their surface, mesh phase separators, capillary pumps.

Among the above types of capillary MEFC, mesh phase separators (MPS) have the greatest versatility and adaptability. Net type MEFC can be used in a wide range of multidirectional external force effects, for tanks of relatively large volume, to ensure high levels of fuel consumption, for highly maneuverable multi-purpose SC. At present, dozens of various designs of the MEFC mesh type have been developed and are successfully functioning.

**The purpose of research.** Over the past thirty years, a variety of theoretical and experimental studies have been carried out at the hydrodynamics laboratory of the Oles Honchar Dnipro National University in the fuel supply system during the performance of a SC flight task. On the basis of these studies, engineering methods were developed for calculating the design parameters of the MPS to perform preliminary design of promising aircraft. The purpose of this work is to summarize the results already obtained, as well as to identify areas for further research on the features of the functioning of devices of this type.

**The presentation of the main material.** Mesh phase delimiters are woven metal nets with micron-sized cells. When a gas-liquid flow passes through them when the SC engine is started up from a state of weightlessness, the fuel passes through the MPS, and gas bubbles remain on its surface due to the action of capillary forces. As the fuel enters

the combustion chambers of the engines and increases their thrust, gas bubbles move away from the MPS surface and a simply connected liquid-gas interface is generated in the tank.

The main design parameters of the MPS are their so-called static retention capacity (SRC) and dynamic retention capacity (DRC). SRC is the pressure drop on the surface of the MPS, at which gas bubbles start to break through the MPS cells. The dynamic holding capacity of the MPS is determined by the maximum amount of work that MPS of a single area is capable of accomplishing by slowing down the fluid flow at the stage of passing through its cells to the free surface of the liquid in the passive flight of the aircraft.

The highest level of SRC and DRC of MPS can be achieved, first of all, by reducing the size of the MPS cells. However, modern MPS manufacturing technologies do not allow cell sizes to be less than 10 microns. Therefore, studies of the MPS operability are aimed at a reasonable reduction in the requirements for the minimum allowable level of the spacecraft and SRC of MPS in the fuel supply system of a particular aircraft.

As gas bubbles are deposited on a mesh surface, this surface that is available for the passage of fuel decreases, and the pressure drop increases while maintaining the desired fuel consumption. When the pressure drop on the MPS surface equal to its SRC, the MPS will be impaired, i.e. breakthrough gas phase in the drain line. Therefore, the calculation of the actual pressure drops on the MPS at the stage of launching the engines of spacecraft in zero gravity conditions is of considerable practical interest at the stage of preliminary design.

The characteristics of the contact of gas bubbles with MPS were studied theoretically and experimentally. As a result of mathematical modeling, the following equation was obtained for calculating the deformation of the gas bubble on the surface of the MPS under the conditions of the launch of the propulsion system (PS) [15]:

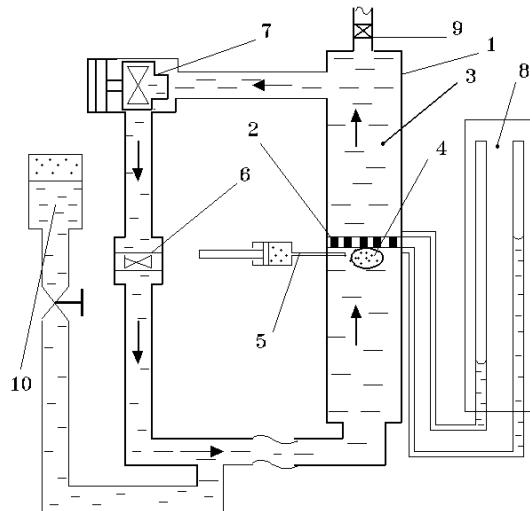
$$(2(z')^2 - (z')^{1/2} - (z')^{-5/2}) = -Boz' - We \frac{(R')^4}{((R')^2 - (b')^2)^2},$$

where  $z' = \frac{z}{r_p}$  – the dimensionless length of the semiaxis of a bubble along an axis perpendicular to the MPS plane;  $R' = \frac{R}{r_p}$  – reduced dimensionless surface radius of

MPS, through which fluid flows;  $b' = \frac{b}{r_p}$  – the dimensionless length of the semiaxis of

the bubble along the surface of the MPS;  $Bo = \frac{g\rho r_p^2}{\sigma}$  – Bond number;  $r_p$  – reduced bubble radius;  $We = \frac{\rho V^2 r_p}{2\sigma}$  – Weber number;  $\rho$  – fluid density;  $\sigma$  – liquid surface tension coefficient;  $g$  – effective mass acceleration in the direction perpendicular to the surface of the MPS;  $V$  – average velocity of the liquid flow passing through MPS.

Experimental studies of this process were carried out at the facility, the scheme of which and the general view are shown in Figures 1 and 2, respectively. The cylindrical model 1 (Fig. 1), the centrifugal pump 7 and the connecting piping were filled with working fluid. Using the generator of gas bubbles 5, a bubble of a given volume was located under the mesh surface. The centrifugal pump 7 set in motion the fluid in the direction indicated by arrow in Fig. 1. The current pressure drop on the woven mesh 2 was recorded using a pressure gauge 8.



**Fig. 1. Scheme of the experimental setup for studying the interaction of gas bubbles with MPS:** 1 - a cylindrical model; 2 - frame with woven mesh; 3 - working fluid; 4 - gas bubble; 5 - gas bubble generator; 6 - flow sensor; 7 - centrifugal pump; 8 - liquid manometer; 9 - drainage fitting; 10 - filling-drain capacity.



**Fig.2. General view of the experimental setup for the study of the interaction of gas bubbles with a mesh phase separator**

As a result of comparing the experimental data with numerical calculations, the developed mathematical model was corrected by introducing an empirical coefficient that takes into account the peculiarities of the gas bubble contact with the MPS surface in the incoming liquid flow [16].

According to the results of the research, a technique was developed for the engineering calculation of the current pressure drop on the MPS surface during the deposition of gas bubbles on it depending on the average fluid flow rate, bubble size and physical properties of the fuel. Using this technique allows you to specify the minimum allowable level of the DRC of MPS for the successful launch of the remote control of spacecraft in zero gravity.

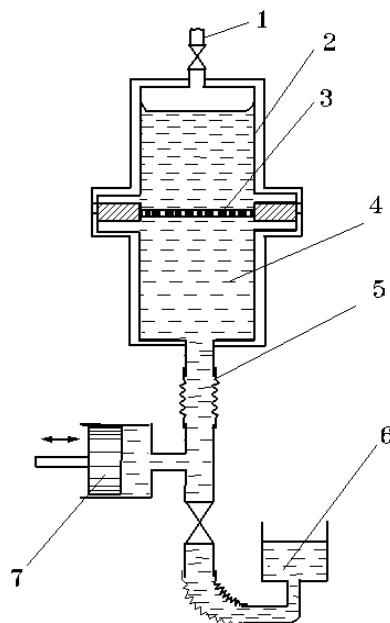
Directly related to the peculiarities of the contact of gas bubbles with the surface of the MPS is the question of the magnitude of the change in the current differential pressure on the MPS as a result of an abrupt change in fuel consumption characteristic of the stage of starting the remote control. The increase in pressure drop on the MPS, caused by the acceleration of the fuel flow, can lead to permanent deformation of the woven mesh, up to a mechanical rupture of the braiding wires.

The scheme and general view of the experimental setup (ES) for the study of the hydraulic resistance of the MPS in a non-stationary liquid flow are shown in Fig. 3 and 4, respectively. A metal ring with MPS 3 (Fig. 3) was installed inside a cylindrical model 2 filled with working fluid. The liquid was set in motion with the help of the consumable block 7. The current pressure drop was recorded by a system of strain gauges that were placed on a metal ring with MPS 3.

As a result of a theoretical analysis of this hydrodynamic process [11], as well as physical modeling [13], it was found that in a non-stationary liquid flow the pressure drop on the MPS  $\Delta p$  should be calculated using the formula [12]

$$\Delta p = (\alpha + \frac{\beta}{Re} + \frac{C}{Fr^\lambda}) \frac{\rho V^2}{2},$$

where  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $C$  and  $\lambda$  – empirical constants depending on the type of weaving MPS;  $Re = \frac{V d_c}{\nu}$  – Reynolds number;  $Fr = \frac{V^2}{a d_c}$  – Froude number;  $V$  – current fluid velocity;  $a$  – current fluid acceleration;  $d_c$  – hydraulic diameter of MPS cells;  $\nu$  – fluid kinematic viscosity.



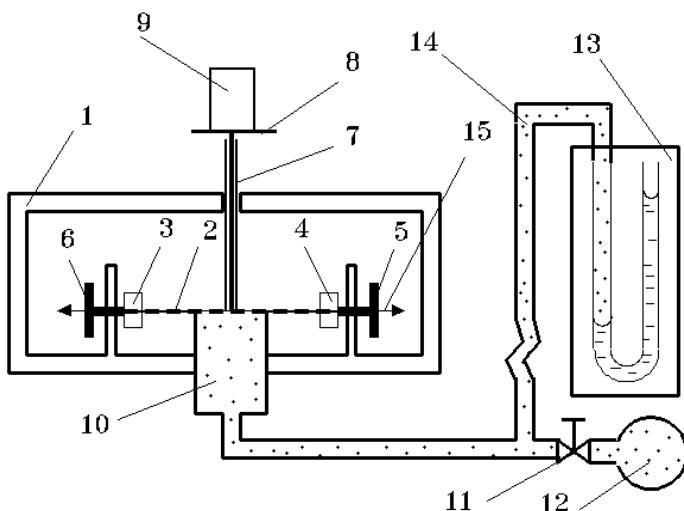
**Fig.3. The experimental setup for the study of the hydraulic resistance of MPS in a non-stationary liquid flow:** 1 - drainage fitting; 2 - cylindrical model; 3 - mesh phase separator; 4 - liquid; 5 - drain line; 6 - refueling capacity; 7 - consumable unit.



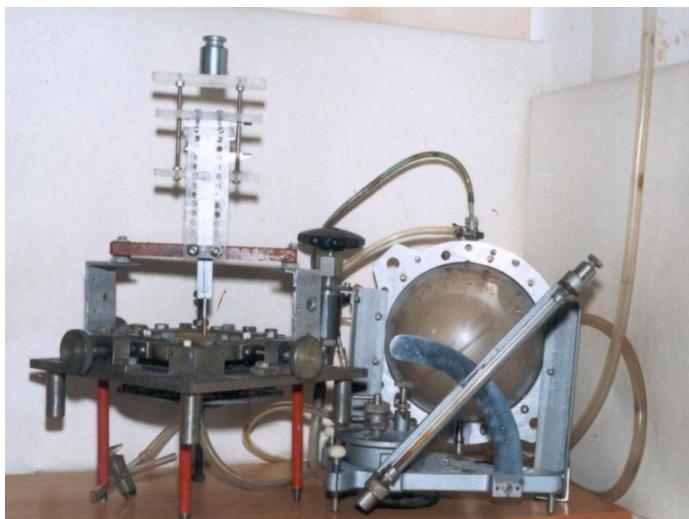
**Fig.4. General view of the experimental setup for the study of the hydraulic resistance of mesh phase separators in non-stationary liquid flow**

Net type of capillary MEFC, depending on the purpose and flight task of the spacecraft, may have a different design. However, a mandatory element of this design is a woven metal mesh, which is fixed on the perimeter to the supporting frame. This support frame perceives the main force action from the flow of fuel passing through the MPS. The woven mesh placed on the support frame must have the greatest possible elasticity, which is usually achieved by stretching the mesh before fastening it to the support. When an MPS is stretched, its internal structure inevitably changes, and, as a result, its performance as a phase separator. The results of studies of the relationship between the level of elasticity and the SRC of MPS are given below.

The experiments were carried out on the installation, the scheme of which and the general view are shown in Figs 5 and 6. The sample MPS 2 (Fig. 5) was fixed in clamping devices 3 and 4, and then stretched with screws 5 and 6. This tension was carried out in two mutually perpendicular directions (not shown in Fig. 5). The coefficient of elasticity was determined using the linear displacement meter MPS 7. The static holding capacity of the MPS at a given level of the coefficient of elasticity was determined using a differential pressure gauge 13.



**Fig.5.** The experimental scheme for investigation the influence of the coefficient of elasticity of the MPS on its SRC: 1 - supporting frame; 2 - MPS; 3,4 - clamping device; 5,6 - tensile screws; 7 - linear displacement meter MPS; 8 - loading table; 9 - cargo; 10 - pipe to create excess pressure on MPS; 11 - valve; 12 - overpressure tank; 13 - differential pressure gauge; 14 - pipeline; 15 - the direction of stretching.



**Fig.6.** General view of experimental scheme for investigation the influence of the coefficient of elasticity MPS on its SRC

As a result of the theoretical analysis [5], as well as taking into account the experimental studies carried out [9], the following relationship was obtained for calculating the reduction rate of the SRC of MPS  $K_c$  depending on its elasticity coefficient  $\alpha_c$ :

$$K_c = \frac{a_0}{a_{\max} + d_0 \psi Q \bar{E} \alpha_c},$$

where  $a_{\max} = \sqrt{(a_0^2 + (a_0 + d_0)^2)(1 + Q^* \bar{E} \bar{\alpha}_{\min})^2 - d^2} - d$  – side length of the MPS cell;  $a_0, d_0$  – the length of the side of the cell MPS and the diameter of the wire weaving in the relaxed state, respectively;  $\psi$  – Poisson's ratio;  $Q$  – empirical coefficient;  $\bar{E} = \frac{E}{E_c}$  – relative modulus of elasticity of the material of weaving mesh;  $E_c$  – Young's modulus of elasticity for steel;  $\alpha_c$  – coefficient of elasticity of the MPS in the support window.

Under weightless conditions, under the action of external multidirectional power pulses of various origins, the fuel moves in the cavity of the SC tank. Gas bubbles are carried along with the fuel flow and collide with the surface of the MPS. When this occurs, the dynamic loading of MPS. When fuel moves, a part of it passes through the MPS, and another part passes over the surface of the MPS. Depending on the features of the separation of the fuel flow on the MPS, the level of its dynamic loading will change when it collides with a gas bubble.

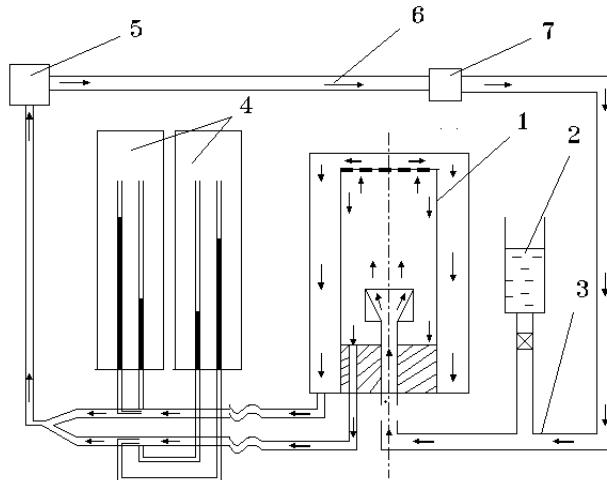
In order to physically simulate the separation process of the MPS liquid flow, an engine system was developed, the circuit of which and the general view are shown in Fig.7 and 8, respectively [8]. The working fluid is driven by a centrifugal pump 5 (Fig. 7) and is directed to a tank model with MPS 1. In model 1, a submerged jet of fluid collides with MPS and subsequently the separated flow moves along two separate pipelines. After measuring the flow rate in these pipelines, the flows are again connected together. During the experiments, the types of MPS, the working fluid, and the flow rate of the fluid varied.

As a result of mathematical modeling [4], the following equation was proposed for calculating the separation coefficient of the liquid flow on the surface of the MPS k:

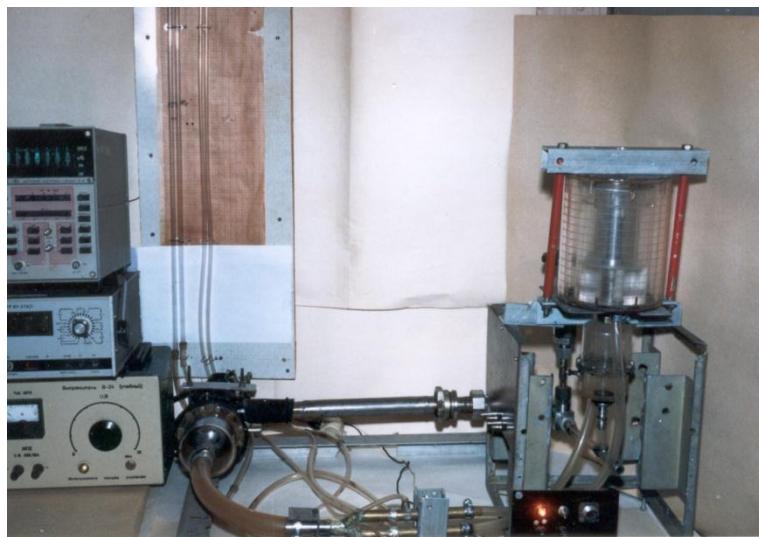
$$\alpha k^2 + \frac{1}{Re} \left( \frac{\beta}{\bar{d}_c} + \frac{16}{\bar{l}^3} + \frac{16}{(\bar{L}_0 - \bar{t})^3} \right) k - \frac{16}{(\bar{L}_0 - \bar{t})^3 Re} = 0,$$

where  $k = \frac{Q^*}{Q}$ ;  $Re = \frac{r_c V}{\nu}$  – Reynolds number;  $V = \frac{Q}{\pi r_c^2}$  – the speed of the liquid flow in contact with MPS;  $\bar{d}_c = \frac{d_c}{r_c}$ ;  $\bar{l}_c = \frac{l_c}{r_c}$ ;  $\bar{L}_0 = \frac{L_0}{r_c}$ ;  $\bar{t} = \frac{Vt}{r_c}$ ;  $d_c$  – hydraulic mesh radius;  $Q$  – total fluid flow;  $Q^*$  – fluid flow through the MPS surface;  $R$  – reduced surface radius MPS;  $r_c$  – the radius of the submerged jet of fluid at the point of exit from the

pipeline;  $l_c$  – distance from MPS surface to tank wall;  $L_0$  – distance from the exit point of the submerged jet of liquid over the MPS surface.



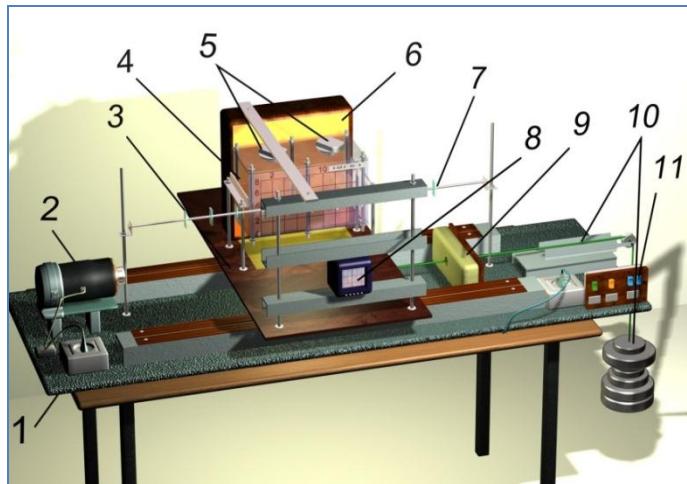
**Fig.7. ES scheme for separation studies**  
**liquid flow MPS:** 1 - tank model with MPS; 2 - filling and drainage tank;  
 3 - connecting pipelines; 4 - manometer; 5 - centrifugal pump; 6 - the direction of  
 movement of the fluid; 7 - turbine flow sensor.



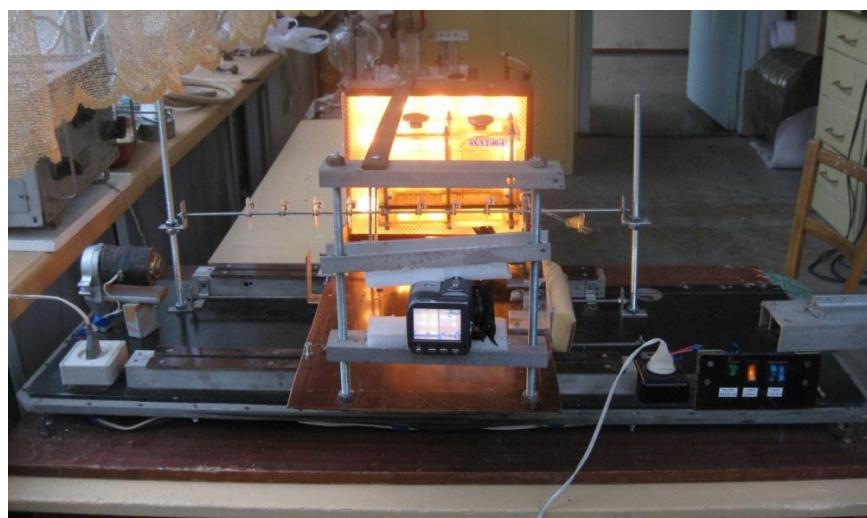
**Fig. 8. General view of the ES on the study of the separation of the liquid flow MPS**

In addition, studies were carried out to study the dynamics of the free surface of the liquid in the tank and the conditions for the breakthrough of the gas phase through the MPS under the action of an external power pulse. The scheme and general view of the ES for the physical modeling of this process are shown in Fig.9 and 10 [3].

The experimental setup is a movable unit 3 (Fig. 9) with a model 4 containing MPS and filled to a predetermined level with a working fluid. A backlight unit 6 and a video recording device 8 are installed on the movable unit. The movable unit moves with a given acceleration along the guides in the horizontal plane. During the experiments, the type of MPS, the working fluid, the filling level of the model with the working fluid, and the effective horizontal acceleration varied.



**Fig.9. The ES scheme for the study of the reorientation of fuel in the tank under the action of an external power pulse:** 1 - base plate with guides; 2 - electromagnet; 3 - mobile unit; 4 - model with MPS; 5 - fittings; 6 - backlight unit; 7 - device for fixing the current coordinate of the moving unit; 8 - video recorder; 9 - depreciation pad; 10 - unit for creating horizontal acceleration; 11 - control panel.



**Fig.10. General view of the ES on the study of the dynamics of fuel in the tank under the action of an external power pulse**

For the theoretical description of this process, the following system of differential equations was used [2]

$$\begin{cases} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \nabla \left( \frac{\vec{V}^2}{2} \right) = \vec{a}_0 + \vec{a}_t - \frac{1}{\rho} \nabla p, \\ \nabla \cdot \vec{V} = 0 \end{cases}$$

where  $\vec{a}_0, \vec{a}_t$  – vectors of longitudinal and transverse mass accelerations, respectively;  $\vec{V}$  – fluid velocity vector;  $p, \rho$  – pressure and fluid density, respectively.

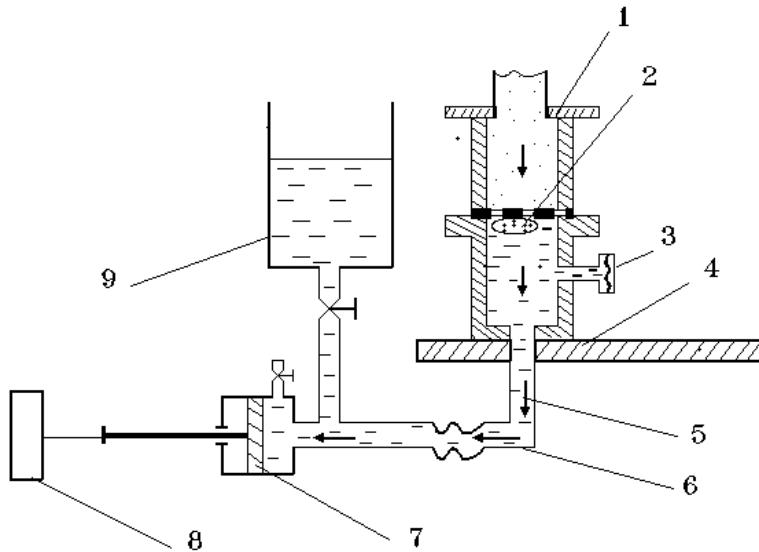
To calculate the pressure field, the Poisson equation was used.

The calculation of the velocity field and pressures of a liquid volume with a free surface in a tank with MPS, making uniformly accelerated horizontal movement under normal gravity, was carried out numerically using the finite volume method. Comparison of the results of numerical calculations with experimental data showed satisfactory agreement.

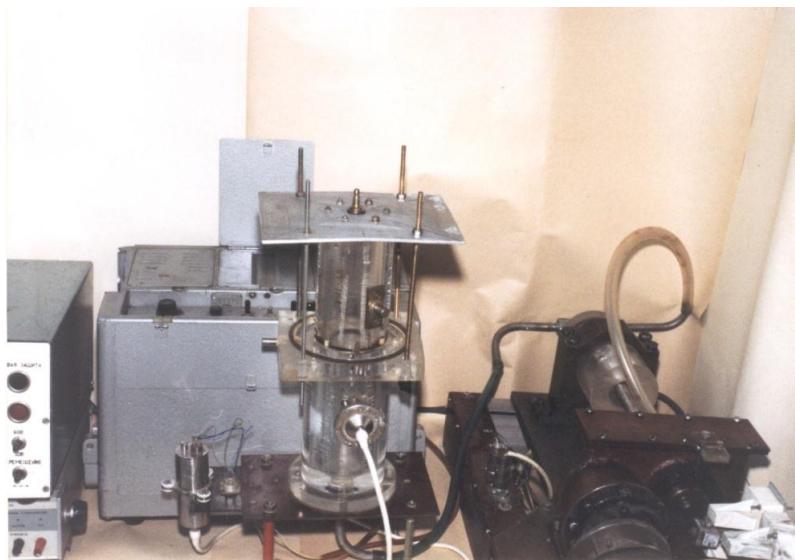
When designing a grid-type of MEFC, it is assumed that during the entire flight time of a spacecraft, up to the full production of fuel, a breakthrough of the gas phase through the MPS does not occur. However, of considerable practical interest is the process of breaking through the gas phase through the MPS and the peculiarities of its functioning in the event of a violation of regular working conditions.

Interest in the functioning of the MPS after a breakthrough of the gas phase through them arises in situations when the conditions of the spacecraft operation allow limited penetration of the gas phase through the MPS. Some structures of the MPS provide on the way of the movement of fuel to the discharge line several MPS, through which pressurized gas will pass as tank is emptied [14].

An experimental study of the breakthrough of the gas phase through the MPS was carried out at the ES [10], whose diagram and general view are shown in Fig. 11 and 12, respectively. The tank model with MPS 1 (fig.11) is filled above the MPS level with the working fluid from the tank 9. After that, with the help of the consumable block 7, the free surface of the fluid moves towards the MPS and the gas breaks through the mesh surface. The current static pressure at the same time is fixed by the sensor 3, and the coordinate of the free surface is displaced by the displacement sensor 8. During the experiments, the working fluid, MPS and fluid flow varied.



**Fig.11.** ES scheme for the study of gas phase breakthrough through MPS: 1 - tank model with MPS; 2 - gas bubble; 3 - pressure sensor; 4 - supporting platform; 5 - the direction of movement of the fluid; 6 - connecting pipeline; 7 - consumable unit; 8 - displacement sensor; 9 - filling-drain capacity.



**Fig.12.** General view of the ES on the study of the breakthrough of the gas phase through the MPS

As a result of mathematical modeling [7] of this process, a calculation method [6] was developed, which allows, under the condition of introducing two empirical coefficients into the calculation equations, to adequately describe the real physical process.

**Conclusions.** The above results of studies of the functioning of the MPS in the system of fuel supply to the spacecraft make it possible to clarify the required values of

the main design parameters of the MPS, first of all, SRC and DRC. Developed methods for calculating the values of pressure drop on MPS in the conditions of contact of its surface with gas bubbles, as well as changes in pressure drop when the remote control is turned on in conditions of weightlessness. In addition, a method was proposed for calculating the separation coefficient of the liquid flow of the MPS during inertial movement of fuel in the cavity of a spacecraft tank under the action of an external power pulse. The influence on the design parameters of the MPS features of their attachment to the support frame is investigated. Finally, the results of studies of the functioning of the MPS in the supercritical mode, ie, in the conditions of breakthrough of the gas phase through the cells of the MPS.

Despite the considerable variety of investigated MPS operating conditions in the spacecraft fuel supply system, these results still do not fully allow to optimize the design parameters of the MPS of promising spacecraft at the stage of preliminary design. The limitation of the maximum value of the SRC and DRC of the MPS, caused by the peculiarities of their manufacturing technology, requires conducting comprehensive studies of the operation of the MPS under vibrational and pulsed loading conditions. The lack of currently reliable methodologies for calculating the required level of MPS operability under these dynamic conditions leads to a significant overestimation of the requirements for the value of the main design parameters of these devices and, as a result, the narrowing of the scope of capillary MEFC of the mesh type.

## References

1. Беляев Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет / Н.М. Беляев – М.: Машиностроение, 1983. – 219с.
2. Горелова К. В. Моделирование вынужденных колебаний свободной поверхности в баках космических летательных аппаратов / К. В. Горелова// Східно-Європейський журнал передових технологій. – 2013. – Т. 5, N7 (65). – С. 30-34.
3. Горелова К. В. Моделирование динамики топлива в баках летательных аппаратов с учетом сетчатых фазоразделителей / К. В. Горелова // Вісник Дніпропетровського університету: серія “Механіка”. – 2013. – Вип.17, Т.1 – С. 147-155.
4. Давыдов С.А. Движение жидкости через сетчатые разделители фаз в слабом поле массовых сил / С.А.Давыдов // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. праць. – Дніпропетровськ, 2002. – Т.IV. – С. 19 – 26.
5. Давыдов С.А. Изменение работоспособности сетчатых средств обеспечения сплошности топлива при увеличении коэффициента упругости / С.А.Давыдов // Вісн. Дніпропетр. університету. Ракетно-космічна техніка. – 2006. – Вип.9. – С. 16 – 21.

6. Давыдов С.А. Методика расчета потерь давления на сетчатых элементах системы обеспечения сплошности КЛА при нарушении их нормального функционирования / С.А.Давыдов // Техническая механика. – 2007. – №1. – С. 109 – 115.
7. Давыдов С.А. Проникновение газа через сетчатые элементы системы обеспечения сплошности топлива космического ЛА / С.А.Давыдов // Авиационно–космическая техника и технология. – 2006. – № 2 (28). – С.80 –86.
8. Давыдов С.А. Экспериментальные исследования взаимодействия затопленной жидкостной струи с сетчатой разделительной перегородкой / С.А.Давыдов // Вісн. Дніпропетр. університету. Ракетно-космічна техніка – 2003. – Вип.7. – С. 26–31.
9. Давыдов С.А. Экспериментальные исследования влияния коэффициента упругости сетчатых разделителей фаз на их удерживающую способность / С.А.Давыдов // Вісн. Дніпропетр. університету. Ракетно-космічна техніка. – 2004. – Вип.8. – С. 11 – 17.
10. Давыдов С.А. Экспериментальные исследования процесса прорыва газовой фазы через тканую металлическую сетку / С.А.Давыдов // Техническая механика. – 2006. – № 2. – С. 120 – 126.
11. Давыдова А.В. Гидравлическое сопротивление сетчатых разделителей фаз в нестационарном потоке жидкости / А.В. Давыдова // Восточно-Европейский журнал передовых технологий, № 4/7 (70), 2014. – С. 25–29.
12. Давыдова А.В. Методика расчета перепада давлений на сетчатых разделителях фаз в нестационарном потоке жидкости / А.В. Давыдова, К.Э. Лысенко // «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» - Збірник наукових праць, т. XVII, стр. 63-68, Дніпропетровськ, Пороги, 2014.
13. Давыдова А.В. Перепад давления на сетчатых элементах заборных устройств КЛА на переходных этапах работы двигательной установки / А.В. Давыдова // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. праць. – Дніпропетровськ, 1998. – Вип. I. – С. 103 – 106.
14. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др.; под. ред. В.М.Поляева. – М.: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. – 328 с.
15. Макарова А.С. Особенности контакта газовых пузырей с поверхностью сетчатых разделителей фаз в баках КЛА / А.С. Макарова, А.В. Давыдова // Вісн. Дніпропетр. університету. Ракетно-космічна техніка – 2004. – Вип. 12 – С. 81–86.
16. Макарова А.С. Работоспособность средств обеспечения сплошности топлива сетчатого типа в условиях ограниченного контакта с газом наддува / А.С. Макарова, Н.В. Абраменко, А.В. Давыдова // «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» - Збірник наукових праць, т. IX, стр. 62-68 - Дніпропетровськ, Пороги, 2000.

UDC 629.762

Ye.A. Kondratyuk, V.I. Lipovsky

*Oles Honchar Dnipro National University*

## **REVIEW OF EXTERNAL PROBLEMS OF REACTIVE MISSILES OF REACTIVE VOLLEY FIRE SYSTEMS**

**Стаття представляє огляд сучасних керованих реактивних снарядів зарубіжних реактивних систем залпового вогню. Аналізуються основні світові тенденції розвитку, та зазначається необхідність створення сучасного керованого реактивного снаряду для України.**

**Ключові слова:** реактивна система залпового вогню, керований реактивний снаряд, керована ракета, система наведення, органи керування.

**Статья представляет обзор современных управляемых реактивных снарядов зарубежных реактивных систем залпового огня. Анализируются основные мировые тенденции развития, и отмечается необходимость создания современного управляемого реактивного снаряда для Украины.**

**Ключевые слова:** реактивная система залпового огня, управляемый реактивный снаряд, система наведения, органы управления.

**The article presents the review of the modern guided reactive missiles of the foreign multiple volley fire systems. The main world tendencies of the development are analyzed, although the attention is drawn to the necessity to create the modern guided rocket for Ukraine.**

**Keywords:** reactive volley fire systems, guided reactive missile, guidance system, management system.

### **Introduction**

One of the widely used, highly effective and promising types of tactical missile artillery weapons is the reactive volley fire systems (RVFS). With the help of the RVFS at any time of day and in different weather conditions it is possible to inflict the enemy's living force, armored and light-armored equipment on marches and places of concentration, artillery and mortar batteries, to destroy command posts, military infrastructure objects and communication nodes . Taking into account the aggravation of the military-political situation in the world, the RVFS is one of the most demanded types of weapons in most of the world's armies. In particular, it is for Ukraine in conditions of armed conflict in the east of the country.

Ammunition for similar RVFS may be: unmanaged rockets, the flight of which is carried out on a ballistic trajectory without any adjustments or control; corrected rockets, the flight of which is adjusted only on the active part of the trajectory with the help of

a special angular correction engine; as well as reactive guided missiles (RGM), equipped with a control system and controls to improve the accuracy of the shooting. The latter can also be classified as a guided missile class.

Guided missiles are by definition the most accurate and, accordingly, the most effective in terms of carrying out combat missions. Undoubtedly, high accuracy is achieved by installing more complex and expensive equipment, which affects the cost of unitary ammunition. However, the use of high-precision shells reduces the overall material and time costs for the task, by reducing the number of munitions needed for its implementation, as well as reducing the high risk of losses and failures by reducing the number of operations. In addition to a significant increase in the effectiveness of strikes, the use of controlled shells reduces casualties among the civilian population, which is also an important factor.

Accordingly, in this review, guided missiles of foreign SVFS were considered in order to analyze the main trends and prospects for their development. In particular, the cattle in Russia, the USA, China and Israel were considered.

### **SVFS "Smerch" (Russia)**

The reactive volley fire system 9K58 "Smerch" was developed in the USSR and was adopted in 1987. The distinguishing features of this SVFS are the availability of an autonomous correction system for the flight of the missile [1].

Developed by FSUP DNV "Splav", rocket launchers are equipped with a flight control system that corrects the trajectory of pitch and riding. Correction is carried out by a gas-dynamic device driven by a high-pressure gas from an on-board gas generator [1].

In addition, the stabilization of the missile in flight is due to its rotation around the longitudinal axis, which is provided by the previous promotion during the movement of the tubular guide when the two conductive pins with the P-shaped screw grooves interact, supported in flight by the installation of the openings of the stabilizing blades, under some angle to the longitudinal axis of the missile. When firing a gun, the missile dispersion of this design does not exceed 0.21% of the firing range. 300-mm projectiles SVFS "Smerch" are equipped with a solid-fuel jet engine on blended fuel, have a length of 7600 mm and a mass of 800 kg [1].

In the case of an adjusted 9M55K missile, the combat part is 243 kg. In the cassette, 72 pieces of ammunition weighing 2 kg each. The angle of their meeting with the target is not 30-60°, as in the ordinary missile, but direct due to a special device. The cones of such shells with ease break through the towers, the upper cover of armored personnel carriers, combat vehicles, SAC, where the armor is not too thick, and the covers of tank transmissions [1].

In the ammunition complex SVFS "Smerch" includes the following types of missiles:

1. 9M55K – is 300-mm rocket missile with a cassette main part 9H139 with fragmentary combat elements 9H235. It contains 72 combat elements carrying 6912 ready-made heavy fragments designed to defeat unarmed equipment, and 25920 ready-made light fragments designed to defeat the enemy's live force in places of its accumulation; total - up to 32,832 fragments. The area of the element's defeat is 300-1100 m<sup>2</sup>. At a distance of 10 m the shell punches armor in the thickness of 5-7 mm, at a distance of 100 m - 1-3 mm. 16 shells contain 52,512 ready-made fragments. The most effective in open areas is in the steppe and the desert [2].

2. 9M55K1 – is rocket missile from a cassette HR 9H142 with self-aiming warheads (SAW). Cassette HF carries 5 SAW "Motiv-3M" 9H349 equipped with dual-band infrared coordinators looking for a target at an angle of 30 degrees. Each of them is able to break through an angle of 30 ° armor in a thickness of 70 mm from a height of 100 m. Suitable for outdoor use - in the steppes and in the desert, almost impossible to use in the woods, difficult to use in the city. It is designed for vertical damage to groups of armored vehicles and tanks [2].

3. 9M55K4 – is rocket missile with a cassette 9H539 GH for anti-tank landing. Each projectile contains 25 anti-tank mines PTM-3 with an electron non-contact detonator. In total in one volley of installation of 300 anti-tank mines. It is intended for operative remote creation of anti-tank minefields in front of units of enemy combat equipment, located at the turn of the attack or in the area of their concentration [2].

4. 9M55K5 – is rocket missile with a cassette 9H176 HD with cumulative and fragile fighting elements. Cassette HF contains 646 military elements of a cylindrical shape with a length of 118 mm, or 588 elements of length 128 mm and weighing up to 240 g. 118 mm elements capable of breaking through the normal to 120 mm of homogeneous armor, 128 mm to 160 mm. Missile is as effective against the motorcycle on the march, located in the BTR and BMP. A total of 12 shells contain 7752 or 7056 combat elements. It is intended for the defeat of open and hidden vitality and light-armored military equipment [2].

5. 9M55F – is reactive missile with a split-high-explosive HF separator. It is designed for defeat of living power, unbridled and light-armored military equipment in places of its concentration, the destruction of command posts, communication nodes and infrastructure objects [2].

6. 9M55C – is reactive missile with thermobaric HF 9M216 "Excitement". The explosion of one projectile creates a thermal field of not less than 25 m in diameter (depending on the terrain). The temperature of the field - more than + 1000 ° C, time of action - not less than 1,4 s. It is intended for the defeat of the living power, open and hidden in the fortified structures of the open type and objects of unarmed and light-armored military equipment. Maximally effective in the steppe, desert, city, objects located on plain terrain [2].

7. 9M528 – is reactive missile with a fragmentary-high-explosive HF. It is pinpoint pin, instant and slow action. It was designed for defeat of living power,

unarmed and light-armored military equipment in places of its concentration, the destruction of command posts, communication nodes and infrastructure objects [2].

8. 9M534 – is experimental reactive missile with a small-sized reconnaissance unmanned aerial vehicle type "Tipchak". It was designed for operational intelligence purposes within 20 minutes. In the vicinity of the UAV goal falls down on a parachute, scanning the situation and transmitting information by coordinates of the explored goals to a management complex at a distance of up to 70 km for the rapid decision-making on destruction [2].

At the end of April 2012, an export sample passport was approved for a 300-mm CGS 9M542 increased firing range with a non-separable fragmentation-explosive main part. The minimum range is 40 km, the maximum range is 120 km [3].

The 9M542 sink has the following technical characteristics: the caliber is 300 mm, the weight of the projectile is 820 kg, the weight of the main part is 150 kg, the length of the projectile is 7600 mm, the mass of the explosive 70 kg, the number of finished fragments weighing 50 g, 500 pieces, range 40 – 120 km [3].

The projectile consists of an electron-temporary device, a control system block, a main part and a rocket part [3].

Thus, an increase in the flight range of this projectile was achieved by reducing the mass of the main part, as well as increasing the mass of the charge of solid fuel by extending the rocket part. At the same time, the total length of 7.6 m for all shells was preserved, while the total mass of the projectile was increased by 5-10 kg [3].

### **SVFS M270 MLRS (USA)**

M270 MLRS (Multiple Launch Rocket System) –is american universal launcher, used as a RCD and a setup for launching tactical missiles. Designed by Lockheed Martin Missiles and Fire Control. Adopted for the armed forces of the United States in 1983 [4].

American rockets missiles are class-driven and equipped with an inertial guiding unit based on the global GPS positioning system and small aerodynamic controls located behind the aerodynamic "duck" scheme, which provides overall maneuverability and increased accuracy of the rocket. The new US-controlled missiles (guided missiles) include the M30 Guided MLRS Rocket and the XM30 Guided Unitary MLRS Rocket [5].

The M30 Guided MLRS Rocket, developed since the late 80's, has a maximum range of 70 km. Main characteristics of the M30 GMLRS projectile: 227 mm; length - 4000 mm; main part - cassette; The mass of the projectile is 308 kg. The HD is equipped with 404 cumulative and fragmented military elements M77 or M85 [5].

Controlled missile XM30 Guided Unitary MLRS Rocket with a flight range of up to 70 km developed by Lockheed Martin in 2003. The XM30 is equipped with a high-explosive non-separable main part of the penetrating type (mass up to 89 kg) and designed to destroy protected objects of the military industrial infrastructure of the

enemy. The main part is equipped with a detonator with three units, which provides an airborne burst, when encountering the obstacle and slowing after penetration into the target. Main characteristics of the projectile XM30: caliber 227 mm; length - 4000 mm; the mass of the projectile - 308 kg [5].

In 2008, Lockheed Martin reported testing a GMLRS Rocket missile with an increased flight range, which struck a target at a distance of 85 km from the launch point. In 2009, due to similar tests, a range of 92 km was achieved [6].

In 2008, Lockheed Martin announced the first launch of four guided missiles with the use of a new universal fire control system, which provides the ability to shoot guided shells, in the construction of which is using impedance protection technology. And in 2010, Lockheed Martin announced the successful testing of a GMLRS + Rocket guided missile equipped with a semiautomatic self-homing head (SHH) [7].

### **SVFS Lynx (Israel)**

The Lynx Modular PCB is developed by Israel Military Industries. This SVFS surpassed the American analogue of the M270 SVFS MLRS for universality.

In our consideration, the main interest is the EXTRA rocket. EXTRA (Extended Range Artillery) Ammunition refers to tactical-range artillery missile and provides outstanding accuracy for land-based targets. It was designed for the arming of Israeli and foreign armies. The main characteristics of the RS: the caliber is 300 mm, the length of the RM is 3970 mm, the range of shooting is 20-150 km, the starting mass is 450 kg, the weight of the combat unit is 120 kg, the circular probable deviation <10 m [8].

EXTRA missiles are placed in container packs of four units in each. For use by ground-based launchers and for more precise strikes, these RM may be equipped with a GPS guidance system. Among the design features of the presence of gas rudders, which correct the trajectory during the flight of the projectile, in addition to the nose and tail are aerodynamic surfaces. Thanks to disposable sealed container packages, long service life and low maintenance costs are achieved [8].

### **SVFS type WS-2 (China)**

In 2004, the SCAIC Corporation introduced a new WS-2 SVFS with rocket propulsion systems equipped with a trajectory correction system. By creating a 400mm projectile, the SCAIC has proven the maximum range of the RS WS-2 to 200 km, the minimum distance is 70 km. The weight of the projectile WS-2 was 1285 kg. For rocket launchers, four types of MC are developed: a cassette with 560 or 660 anti-tank; high-explosive fragmentation with pre-minted spectacular elements - steel balls; high-power high-power; bulk explosion. The WS-2 catcher is equipped with a 200-kg combat unit. On the shells, a three-channel flight control system, which includes an inertial platform with inexpensive sensors, is used. Chinese missiles do not twist at startup. During the flight, they accelerate to a speed of 5.6 times the sound. Number of guides is 6 pcs. The

transition of the MRC from the original position into combat takes no more than 12 minutes [9].

In 2007, Chinese sources announced the development of a version of the WS-2C with a range of 300 km. The missile is equipped with a passive radar, which is used on the final section of the trajectory. According to some sources, the WS-2C SVFS range can reach 350 km [9].

In addition, the CPMIEC Corporation, together with SCAIC Corporation, has developed the following modification of the WS-2D SVFS with a maximum range of 400 km (the minimum is still 70 km). This allows the WS-2D SVFS to be positioned as the most widely used shooting range in the world. At the same time, the mass-gross characteristics of the WS-2D are higher than in the base version. The length is 8.1 m, the diameter is 425 mm in comparison with 7.15 m and 400 mm respectively in WS-2, the mass of the HH remains unchanged - 200 kg, as well as the maximum flight speed - 5.6 M. KIU at the maximum range is less than 600 m. For comparison, KIW WS-2 is 600 meters on a distance of 200 km. The WS-2D can be equipped with various types of combat units, including a cassette carrying three self-powered shells [9].

Number of guides on control system is 6 pcs. The transition of CS from the original position in the combat room takes no more than 12 minutes [9].

### **SVFS type WS-3 (China)**

The new Chinese SVFS WS-3, developed by the SCAIC Corporation, is equipped with six 400-mm rockets. Externally, the WS-3 launchers are very similar to those of the previously developed WS-2 SVFS, but they are equipped with new RDS. The range of shooting remained the same - 70-200 km. At the same time, the accuracy of firing shells has significantly increased. The KIW of a new munition, equipped in the basic version with an inertial navigation system, at a maximum range of shooting is 300 m. RPS can be equipped with guidance systems based on the GPS complex. This allows you to aim a fire with a very high accuracy. Deviation from the target at a distance of about 200 km does not exceed 50 m [10].

The length of the new cattle is 7.15 m, the diameter is 400 mm. It is equipped with four stabilizers in the tail section and four control planes in the bow. The shell may be equipped with various combat units of up to 200 kg mass, including a high-explosive, bulk explosion, and a cassette with 540 sub-ammunition of small caliber. Time of deployment of CS at the firing position is about 12 minutes [10].

Global positioning systems are actively being used to create new Chinese SVFS. This kit allows the cattle to detect the target and hit it as accurately and effectively as possible. In order to prevent the impact power of the SVFS suppressed by interceptor missiles, Chinese engineers have decided to provide some models of their installations with so-called WS-1B misspelled labels that are virtually devoid of charge [10].

Shortly thereafter, an updated version of this SVFS WS-3A was launched with an increased maximum flight range of cattle to 280 km (the minimum - former, 70 km), resulting in an increase in the starting mass of the projectile to 1398 kg. In this case, the diameter of the projectile - 400 mm, length - 7150 mm, as well as the mass of the GP - 200 kg, remained unchanged [11].

The number of guides also did not change is 6 pcs, but now the time of deployment CS at the firing position decreased to 7 minutes. Type BH - fragmentation-high-pressure, cassette. The guidance system is an inertial + satellite that operates throughout the flight, while the KIW is less than 50 m. The flight path of the RM is aerobalistic [11].

In their press release, developers claim that the WS-3A is a SVFS with controlled ammunition, with the use of the launching technology for RBM from TPK, which simplifies the processes of storage, transportation and launching of the projectile. For a single WS-3S shotgun, the SVFS WS-3A can hit 6 different targets in an area of 10x10 km [11].

### **SVFS WS-63 and WS-64 (China)**

Designed by SCAIC, the SVFS WS-63 is a representative of the new generation, which can be used both for fire support on the battlefield and for high-precision impact. This SVFS uses a system for starting a projectile from TPK, integrating the processes of storage, transportation and launching of cattle. For one salvo, the RCC can hit a few point goals. Number of guides is 8 pieces [11].

The starting mass of the projectile is 957 kg, the weight of the HC is 150 kg, the length is 7400 mm, the diameter is 300 mm. The flight range of the catcher is 120 to 260 km. The KIW, in the case of an inertial guidance system with satellite correction, does not exceed 30 m, and in the presence of a radar GSN for guidance in the final section of the trajectory is reduced to 10 m. The developer also specifies the KIW less than 90 m for the case of carbon fiber HF corps. It is also reported that the missile is maneuvering in flight in order to overcome the enemy's air defenses. In addition, he can perform a heights turn over the target area and apply a vertical blow to maximize the impact power. The WS-63 can be equipped with a fragmentation-explosive, semi-armored, penetrating BF, as well as a BF, the body of which is made of carbon fiber (presumably to reduce the mass of BF) [11].

A similar characteristic is the further modification of this SVFS WS-64. This system applies single-stage solid-state catalytic converters, whose flight takes place in low atmospheric layers. At an insignificant (20 km) increase in the flight range of cattle to 280 km, the weight of the warhead was increased by one third - 200 kg, resulting in a significantly increased starting mass of the projectile, becoming equal to 1470 kg, as well as an increase in diameter - 400 mm. At the same time, the length of the cattle even slightly decreased (by 200 mm) to 7200 mm. It is also believed that the system has

adaptive and simplified startup capabilities, since it can launch the RM, both in the upright position and at a certain angle. The flight path of RS is aerobalistic. Number of guides on PU is 6 pieces. The time for deployment of the system at the firing position is 8-9 minutes [11].

SCAIC is positioning the WS-64 as the world's first SVFS adapted for the effective use of anti-precision precision guided missiles. For what, in particular, they use a half-armored combat unit. Thanks to the combined inertial and satellite (using the Beidou satellite navigation system), the system of guidance and broadband passive radar reconnaissance of the warhead at the end of the trajectory system is capable of effectively striking targets with high accuracy. The KIW is less than 30 meters and in the radar direction KIW is less than 10 m. Thus, the WS-64 radar guidance system can even destroy even moving targets, such as warships [11].

### **SVFS A200 and A300 (China)**

The A200 and A300 are the latest Chinese SFVS equipped with the same name-guided missiles. A200 is able to cover a range of 50-200 km, and its modification A300 is 90-290 km. On the launcher, there are 2 containers with 4013 mm cattle each [11].

The A300 is a two-stage, which allowed to increase the maximum flight range compared with the A200 by 90 km. The flight of both shells is controlled, the guidance system is mixed: inertial and satellite, operating throughout the flight. KIW is from 30 (high warhead) to 45 (cassette warhead) meters. Thus, these projectiles are very accurate even at such a high range. The starting mass of the projectile A200 is 730 kg, A300 is 765 kg, with a length of 7264 mm and 7496 mm respectively [11].

As for the A200, this missile has a cubicle body with a maximum diameter of 301 mm. In the front part of the body of the main part are X-shaped steering, and in the tail - stabilizers of a similar design. The maximum width of the tail stabilizer's planes reaches 615 mm. The main part at the final stage of the trajectory is separated from the body and moves to the goal independently, control is carried out using aerodynamic steering wheels [12].

Both racers are equipped with 150 kg warheads. The combat unit is separated. Several kinds of BW are available: high-explosive, fragmentary-rich, penetrating and cassette. The launch unit is capable of operating as a single shot or a gun. It takes 50 seconds to complete a volley of 8 shells. Each of them can be provided individually. Thus, the A200 in one salvo can strike eight different targets on an area of 10x10 km, but the A300 can hit a similar number of targets already on an area of 20x20 km. The maximum flight speed of the catcher reaches 4.5 Mach, and the maximum flight altitude reaches 48,000 meters. The flight path of the RM is aerobalistic. It is reported that the missile maneuvered in flight in order to overcome enemy air defenses. In addition, the cattle can make an elevation over the target area and apply a vertical blow to maximize damage [11].

The time for the LS to start from the march less than 7 minutes, with a horizontal position of less than 3 minutes and less than 0.5 minutes from the incline [11].

### **SVFS AR-3 (China)**

The SVFS AR-3 was developed by specialists of NORINCO Corporation. The AR-3 rocket firewall is designed to destroy the enemy's most important goals, located far from the front line. The AR-3 missile system includes unmanaged and guided 300mm caliber rockets, which can be completed with different types of head parts. These include fragmentation, explosive, inflammatory, volume detonating action, as well as cassettes equipped with anti-personnel, anti-tank mines and SPBE [13].

All AR-3 missile shells are similar in design - a cylindrical body with a tapered main ramp. In the tail section of the body is provided with a stabilizer with six planes, decaying after leaving the TPK. In addition, there are small X-shaped steering wheels in the back of the main flap that are used to control the projectile in flight. The design of complex tail stabilizers is unique for all shells of the family, and the shape and other features of the steering wheel depend on the particular product. Used as large complex rods, and relatively small, the size of which allows you to not fold them before placing a shell in the container [13].

The shells of a caliber of 300 mm have a start weight of 840-850 kg and carry a combat part weighing about 200 kg. Similar information about 370-mm projectiles is missing. Probably, their starting mass exceeds 1000-1100 kg, and the mass of the combat unit reaches 250-300 kg. The shells have a similar design. In their main part there is a guidance device, a combat part is located behind it, and a solid fuel engine is located in the tail compartment. According to official data, only some shells of the family are managed. However, the flight range of officially unmanaged shells (up to 130 km) suggests that they are equipped with some means of preserving a given flight path, such as the inertial control system used on the "Smerch" SVFS [13].

It is known that the following SVFS are used for the AR-3 RM:

- BRC3. RM with caliber 300 mm equipped with a cassette combat unit with various types of combat equipment. Range of flight - up to 70 km [13];
- BRC4. A similar caliber ammunition 300 mm with a cassette combat unit. The BRC3 is characterized by a more powerful engine, which provides a range of 20 to 130 km [13];
- BRE2. 300-mm RM with a fragmentation-explosive military unit. By its size and characteristics, a similar product BRC4 [13];
- BRE3. Controlled (with a system of guidance to a given target) RM caliber 300 mm. Carries a fragmentation-explosive combat unit and can hit targets at distances of up to 130 km [13];

— Fire Dragon 140A. Controlled ammunition with a range of up to 140 km. Has been presented relatively recently and is the further development of the previous RM type [13];

— BRE6. Another one controlled by RM with a fragmentation-explosive military unit. It has a caliber of 370 mm and can fly at a distance of 100-220 km [13];

— Fire Dragon 280. Relatively new development. Chassis caliber 370 mm with a range of up to 280 km [13].

According to the manufacturer, all RM-controlled SVFS for AR-3 with a range of up to 220-280 km have a KIW of 50 m. There is no precise information about the type of guidance system that achieves such indicators. The appearance of the cattle, which do not have any specific features of the main ramp, suggests the presence of an inertial or satellite navigation system [13].

New Chinese munitions have considerably smaller dimensions, so that at one launcher is placed up to 8 RM with the maximum possible range of shooting up to 280 km. Thus, with the increase in the maximum range of shooting, the Chinese complex retains the ability to shoot guns in the area. The time for a full salvo is 60 seconds, and the reload time is about 20 minutes [13].

### **Conclusions**

Thus, after analyzing various samples of RM in the countries of the world, one can distinguish the main tendencies of recent years in the field of development of SVFS and Rhizosphere in particular. The main directions of development at the moment are increasing the range of flight and accuracy of missiles.

The first is achieved, mainly due to the increase in fuel charge, which in turn leads to an increase in the diameter and length of the rocket, as well as its launch mass, as is observed in a number of Chinese RM. The second option is to reduce the weight of the payload, as was done in the case of RM 9M542. However, there are certain "but" here. For example, it is advantageous to replace old, heavy and large equipment, new, lighter and more compact. However, a decrease in the mass directly of the charge of the BC will lead to a decrease in the power of the projectile. Finally, the last resort is the use of a multi-stage scheme, as in the Chinese A300, although traditionally the RMs are developed exclusively in single-step. Such a constructive solution allowed to increase the maximum range of the projectile compared with its predecessor, A200, by 45% from 200 to 290 km [11], while maintaining the mass-overall characteristics and not reducing the payload. However, in this case, the design should have been complicated and the product's reliability lowered. It is also not necessary to forget about the creation of new high-energy blended fuels for solid-fuel engines, although this issue is rather technological rather than design.

The precision of the missiles is increased by installing on board a combined inertial and satellite guidance system that reduces the KIW to 30-50 m, as well as the establishment of radar (and other) GSN, as in the case of the Chinese high-precision

SVFS WS-64, where at a range of 280 km of KIW was reduced to 10 m [11], but American GMLRS + Rocket.

High precision, together with a large range, allows you to strike point targets that are deeply in the blaze of the enemy. At the same time, the most important advantage is that at one launcher there are several guides at once. On modern samples is about 6-8. Also, the latest installations allow each shell to be used for its own purpose. Accordingly, one installation can cause a series of punch-strokes due to the enemy's burst resulting from one start-up. At the same time, the SVFS, in addition to high-precision, also retains the possibility of massive rocket attack on the area.

It should be noted that a number of the above factors allows us to bring as much as possible the modern SVFS into operational tactical missile systems. At the same time, SVFS retains its advantages in the form of high mobility and speed of deployment, which reduces the vulnerability of artillery fire and strikes of aircraft of the enemy.

We should not forget the probability of overcoming anti-missile defense (missile defense) of the enemy. On the one hand, the cattle keep a high flight speed, reaching the mark 5.6 Maxy (WS-2D) [9], which greatly complicates the task of interception. On the other hand, modern BFDs have the ability to maneuver in flight in order to overcome the enemy's air defenses as a result of the use of aerobalistic trajectories of flight at altitudes of up to 50 km. It is also important to note the possibility of a high-speed turn over the target zone for vertical impact to maximize the impact power (A200, A300, WS-63, WS-64)

Considering a number of advantages of modern high-caliber SVFSs, such as high precision and efficiency, high flight range, maneuvering capabilities to overcome the enemy's missile defense, and high-level rotation over the target area to maximize damage. And also a number of advantages of the system as a whole, such as the possibility of applying both point and salvo shocks, high mobility and speed of the launch of the launch. It is worth considering the possibility of developing in Ukraine as a modern large-caliber jet system of salvo fire as a whole, as well as cattle to it, which would correspond to the best foreign models and would take into account the main world trends in the development of RM SVFS.

Previously, it is possible to formulate such requirements for a promising RM: the mass of the projectile up to 1500 kg, the weight of the payload to 250 kg, the range from 300 to 500 km (the limitation under the international agreement "Mode of control over rocket technology"). The maximum accuracy is KIW of about 10 m, the aerobaltic trajectory with the possibility of maneuvering throughout the flight, as well as turning over the target area for a vertical impact. It is also worth considering the development of various types of MS: a fragmentation-explosive, penetrating, cassette, bulk explosion, as well as a projectile with a small-scale reconnaissance unmanned aerial vehicle for conducting operational intelligence in the target area and the transfer of information to the fire control complex for adjusting the firing.

## References

1. Гуров С. В. Реактивная система залпового огня 9К58 «Смерч» // Реактивные системы залпового огня. Обзор. Изд. 2, электронное, периодическое исп. и доп.. — Тула: ФГУП ГНПП «Сплав», 2010. — С. 206.
2. Смерч (РСЗО) // [https://ru.wikipedia.org/wiki/Смерч\\_\(РСЗО\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Смерч_(РСЗО))
3. Россия готова к экспорту корректируемого реактивного снаряда 9М542 с дальностью 120 км к РСЗО «Смерч» // <http://rbase.new-factoria.ru/news/rossiya-gotova-k-eksportu-korrektiruemogo-reaktivnogo-snaryada-9m542-s-dalnostyu-120-km-k-rszo-smerch>
4. M270 Multiple Launch Rocket System // [https://en.wikipedia.org/wiki/M270\\_Multiple\\_Launch\\_Rocket\\_System](https://en.wikipedia.org/wiki/M270_Multiple_Launch_Rocket_System)
5. Lockheed Martin (Vought) MLRS Rockets (M26/M30/M31) // <http://www.designation-systems.net/dusrm/app4/mlrs.html>
6. GMLRS Demonstrates Extended Range Capability // [http://defense-update.com/newscast/1109/news/himars\\_gmlrs\\_301109.html](http://defense-update.com/newscast/1109/news/himars_gmlrs_301109.html)
7. GMLRS+ // [http://www.deagel.com/Defensive-Weapons/GMLRS\\_a001107004.aspx](http://www.deagel.com/Defensive-Weapons/GMLRS_a001107004.aspx)
8. Extended Range Artillery (EXTRA) // <https://www.globalsecurity.org/military/world/israel/extra.htm>
9. Реактивная система залпового огня WS-2 // <http://nevskii-bastion.ru/ws-2-china/>
10. Китай продвигает новую РСЗО WS-3 // [http://www.arm斯-expo.ru/news/weapons\\_in\\_the\\_world/kitay-prodvigaet-novuyu-rszo-ws-325-12-2010-10-29-00/](http://www.arm斯-expo.ru/news/weapons_in_the_world/kitay-prodvigaet-novuyu-rszo-ws-325-12-2010-10-29-00/)
11. China Aerospace Long-March International. Products catalogs 2017 // <http://cloud.alitchina.com/en/static/files/download/Product%20Catalogs2017.pdf>
12. Беларусь примет на вооружение новые системы залпового огня // <https://topwar.ru/92353-belarus-primet-na-vooruzhenie-novye-sistemy-zalpovogo-ognya.html>
13. Реактивная система залпового огня NORINCO AR3 (Китай) // <https://topwar.ru/71984-reaktivnaya-sistema-zalpovogo-ognya-norinco-ar3-kitay.html>

УДК 669.45+669.046.558

С.А. Полишко

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара*

## **ВЛИЯНИЕ ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА КОЛЕСНОЙ СТАЛИ МАРКИ R7 НА МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПРИ ПАРНОЙ И ГРУППОВОЙ КОРРЕЛЯЦИЯХ**

В даній статті проведено аналіз виплавки колісної сталі марки R7, встановлені причини недолегування колісної сталі цієї марки, а також розглянуто вплив модифікування на стабілізацію хімічного складу і підвищення рівня механічних властивостей колісної сталі марки R7. Доведено за допомогою коефіцієнтів кореляції різних видів, що введення в розплав багатофункціональних модифікаторів сприяє долегуванню розплаву, стабілізації хімічного складу і підвищення рівня механічних властивостей колісної сталі марки R7.

**Ключові слова:** колісна сталь R7, модифікування, коефіцієнт кореляції, хімічний склад, механічні властивості.

В данной статье проведен анализ выплавки колесной стали марки R7, установлены причины недолегирования колесной стали этой марки, а также рассмотрено влияние модификации на стабилизацию химического состава и повышение уровня механических свойств колесной стали марки R7. Доказано при помощи коэффициентов корреляции различных видов, что введение в расплав многофункциональных модификаторов способствует долегированию расплава, стабилизации химического состава и повышению уровня механических свойств колесной стали марки R7.

**Ключевые слова:** колесная сталь R7, модификация, коэффициент корреляции, химический состав, механические свойства.

This article dial with analysis of the R7 wheel steel smelting has been carried out, the reasons for the non-alloying of the wheel steel of this brand have been determined, and the influence of the modification on the stabilization of the chemical composition and the increase in the mechanical properties of the R7 wheel steel has been considered. It has been proved with the help of correlation coefficients of various types that the introduction of multifunctional modifiers into the melt promotes alloying of the melt, stabilization of the chemical composition and an increase in the level of mechanical characteristics of the R7 wheel steel.

**Keywords:** wheel steel R7, modification, coefficient of correlation, chemical composition, mechanical characteristics.

**Введение.** При исследовании большого массива статистических данных современной стали R7 определено, что на всех металлургических производствах наблюдается большой размах (разница между max и min) содержания легирующих элементов как в пределах одной плавки, так и между плавками.

Действительно, колесные стали в условиях современного производства являются многокомпонентными системами. И нестабильность химического состава приведет несомненно к пониженному уровню механических свойств. Несмотря на применение технологий вакуумирования сплавов в жидкому состоянию, внедрение непрерывного литья, обработку расплавов алюминиевой катанкой, различных лигатур, таких как FeSi, FeMn, SiMn, FeV, FeMo, SiCa, Al, CaO, CaF<sub>2</sub> и т.д, проблема стабилизации состава и свойств остается актуальной [1-3].

**Постановка задачи.** Определение влияния каждого из элементов химического состава и их совокупности на уровень механических свойств колесной стали R7 с помощью метода регрессионно-корреляционного анализа.

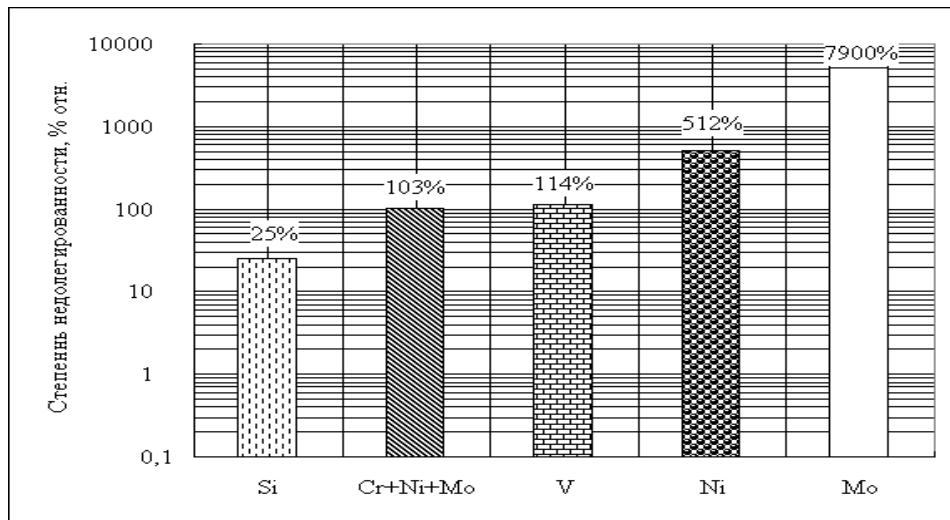
**Метод решения и анализ полученных результатов.** В связи с поставленной задачей, в условиях ОАО «Интерпайл НТЗ» были выплавлены 111 плавок (108 серийные и 3 модифицированные) стали R7. В табл. 1 представлены химический состав стали R7 и результаты обработки статистического массива данных по реальным плавкам.

*Таблица 1 – Химический состав стали марки R7*

Марка стали	Массовая доля элементов, %												
	C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Cu	Ti	V	Mo	Al	Cr+Mо+Ni
	не более												
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
EN 13262-2011	0,49	0,80	0,40	0,020	0,015	0,30	0,30	0,30	-	0,06	0,08	-	0,50
Ковшевая проба R7, среднее значение	0,483	0,691	0,324	0,010	0,008	0,197	0,049	0,060	0,006	0,028	0,001	0,021	0,246
Max	0,51	0,76	0,37	0,017	0,013	0,24	0,09	0,10	0,007	0,036	0,002	0,028	0,332
Min	0,47	0,65	0,28	0,005	0,004	0,17	0,04	0,03	0,005	0,020	0,000	0,015	0,211
Размах	0,04	0,11	0,09	0,012	0,009	0,07	0,05	0,07	0,002	0,016	0,002	0,013	0,121
Разница между max min знач. %	8,5	16,9	32,1	240	225	41	125	233	40	80	200	86,7	57,3
Среднекв. отклон.	0,008	0,026	0,018	0,003	0,002	0,012	0,007	0,015	0	0,003	-	0,003	-
Коэф. вариации	0,017	0,038	0,055	0,297	0,252	0,062	0,149	0,251	0,085	0,108	-	0,140	-
Эксцесс	0,652	0,055	-0,228	-0,954	0,625	2,516	7,897	1,039	0,125	0,531	-	-0,511	-
Асимметр.	0,278	0,597	0,177	0,439	0,964	1,008	1,602	1,055	-0,430	0,276	-	0,316	-

По представленным в табл. 1 данным химического состава (ковшевых проб) стали R7 и значениям статистических параметров установлено следующее.

Выявлена недолегированность стали R7 по кремнию (на 25 %), по никелю (на 512 %), по молибдену (на 7900 %), по ванадию (на 114 %) (рис. 1).

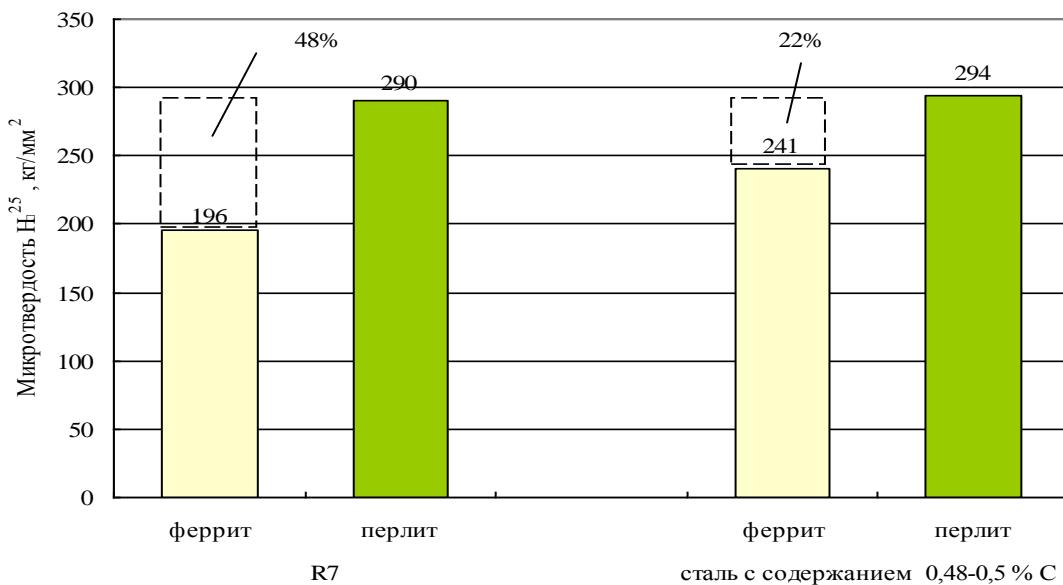


**Рис.1 - Степень недолегированности стали R7 в соответствии с EN 13262-2011.**

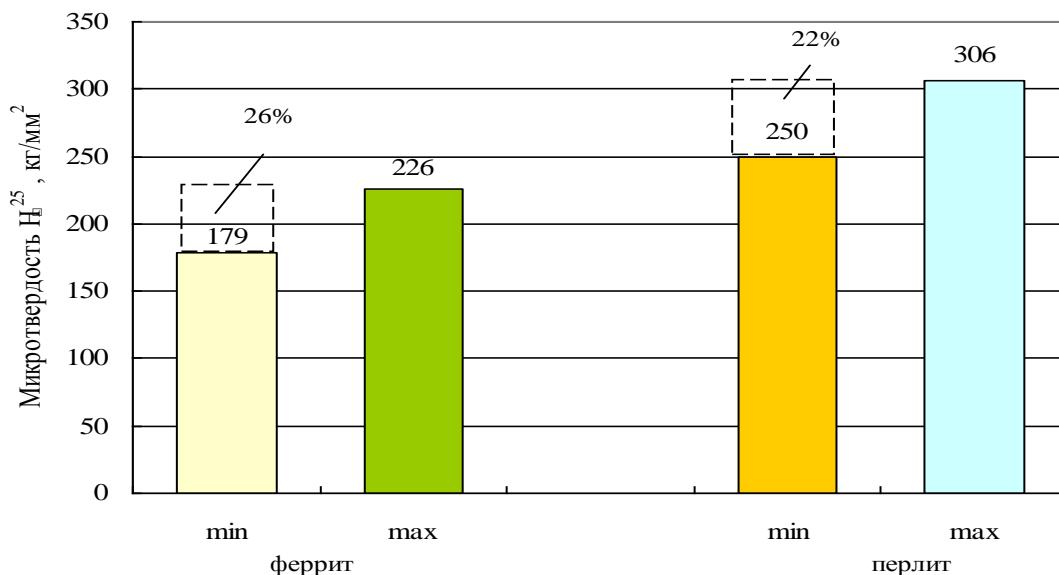
Средний химический состав стали R7 отвечал требованиям EN 13262-2011, за исключением одной плавки, где содержание углерода было выше нормы, 0,51 % С вместо 0,49 % С. Поскольку Si, Ni, Mo, Cr упрочняют феррит, недолегированность этими элементами снижает его сопротивление разрушению при циклических нагрузках стали R7.

Выявленная степень недолегированности стали R7 целым комплексом элементов (Si, Ni, Mo, V, Cr) подтверждается установленной по 108 плавкам стали R7 разницей значений микротвердости феррита и перлита, которая составляет 48 % вместо 22 % для стали с содержанием углерода от 0,48 % до 0,50 % С (рис. 2).

Установлена большая разница между максимальной (max) и минимальной (min) величинами микротвердости для феррита и перлита по 21 измерению на образцах, вырезанных из колес стали R7 (рис. 3). Для феррита она составляет 26 %, для перлита – 22 %. Это свидетельствует о неоднородности распределения легирующих элементов в феррите и перлите и недолегированности феррита.



**Рис. 2 - Розница средних значений микротвердости  $H$  в % (отн.) феррита и перлита для сталей R7 (по данным ОАО "ИНТЕРПАЙП НТЗ") и для углеродистой стали с содержанием 0,48-0,5 % С**



**Рис. 3 - Розница (размах) между max и min значениями микротвердости феррита и перлита в стали R7 (108 плавок)**

Нестабильное содержание остальных компонентов – V, Al, Ni, S, P связано с несоблюдением технологии выплавки стали R7.

Определение степени недолегированности и нестабильности стали R7 по комплексу элементов ее химического состава проверено нами по анализу 108 промышленных плавок в сравнении с требованиями EN 13262-2011;

микротвердости феррита и перлита; определением разницы между max и min содержанием каждого элемента (размаха в %); установлением коэффициентов вариации и остальных статистических параметров. Это определяет достоверность полученных данных и позволяет сделать следующие выводы по химическому составу исследованных плавок из стали R7.

1. Химический состав плавок R7 (108 плавок) не превышал верхнего уровня требований EN 13262-2011. Установлено, однако, что общая сумма легирующих элементов, рекомендованная EN 13262-2011, равная 2,65 %, на 42,5 % была меньше суммы легирующих элементов ( $\Sigma$ ЛЭ) в реальных 108 плавках, выплавляемых мартеновским цехом НТЗ. Близки к требованиям лишь содержания С, Mn.

2. Показано, что содержание S и P значительно ниже предъявляемых требований, соответственно на ~ 88 % и 100 %, что является весьма положительным фактом. В то же время размах (разница между максимальным и минимальным значениями) содержания S и P составляет соответственно 225 % и 250 %. Столь большой разброс свидетельствует о значительной нестабильности состава по сере и фосфору. Это отрицательно сказывается на циклической вязкости и трещиностойкости, поскольку соединения серы – сульфиды – являются основными местами зарождения трещин при знакопеременных нагрузках.

3. Установлено, что все плавки существенно недолегированы такими компонентами (V – на 114 %, Ni – на 512 %, Mo – на 7900 %, Si- на 25 %), которые определяют трещиностойкость стали R7. В то же время содержание именно этих элементов является наиболее нестабильным. Так, размах содержания молибдена составляет 200 %; никеля – 125 %; ванадия – 80 %; титана – 40 %; кремния – 32 %. Нестабильность содержания ЛЭ подтверждается для всех плавок также повышенными значениями коэффициентов вариации и другими статистическими параметрами.

4. Необходимо с учетом всех действующих на механические свойства факторов разработать оптимальный состав стали R7, включая легирующие элементы Cr, Ni, V, Cu, элементы-раскислители Al, Ti, газовые примеси O, N, H и вредные примеси S, P, указав не верхний допустимый предел, а min и max концентрации.

В связи с вышеуказанными проблемами, было проведено модифицирование многофункциональными модификаторами расплава стали марки R7 (рис.4 ).



**Рис. 4. Внешний вид модификатора для стали R7**

Модифицирование способствовало повышению стабильности химического состава колесной стали марки R7

*Таблица 2- Серийные плавки*

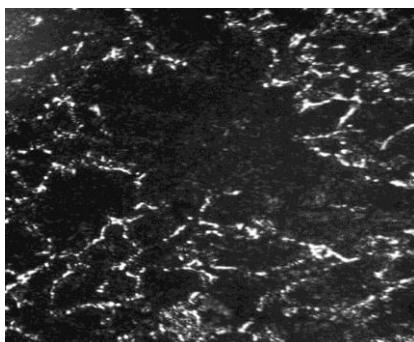
Химический состав, % по массе													
	C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Cu	V	Mo	Al	Ti	[H]
Максимальное значение	0,51	0,71	0,36	0,016	0,006	0,24	0,15	0,12	0,037	0,047	0,025	0,007	1,8
Минимальное значение	0,48	0,7	0,31	0,007	0,004	0,19	0,04	0,05	0,034	0,033	0,021	0,006	1
Размах	0,03	0,01	0,05	0,009	0,002	0,05	0,11	0,07	0,003	0,014	0,004	0,001	0,8
Среднее значение	0,49	0,70	0,34	0,011	0,005	0,21	0,11	0,08	0,036	0,038	0,023	0,006	1,5
Коэффициент вариации	0,04	0,01	0,075	0,417	0,217	0,140	0,553	0,494	0,043	0,215	0,089	0,091	0,284

*Таблица 3- Модифицированные плавки*

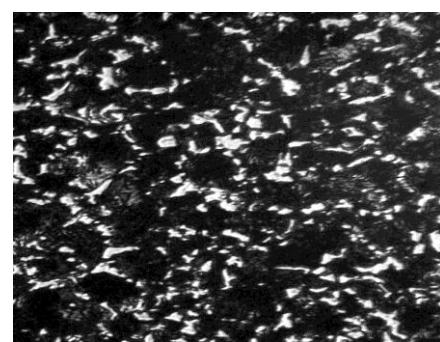
Химический состав, % по массе													
	C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Cu	V	Mo	Al	Ti	[H]
Максимальное значение	0,51	0,76	0,37	0,018	0,015	0,29	0,08	0,11	0,039	0,014	0,030	0,005	2,0
Минимальное значение	0,46	0,65	0,28	0,005	0,004	0,17	0,03	0,04	0,019	0,010	0,012	0,005	0,5
Размах	0,05	0,11	0,09	0,013	0,011	0,12	0,05	0,07	0,020	0,004	0,018	0	1,5
Среднее значение	0,48	0,69	0,33	0,010	0,008	0,19	0,05	0,06	0,030	0,011	0,022	0,005	1,4
Коэффициент вариации	0,018	0,030	0,052	0,291	0,281	0,081	0,192	0,268	0,110	0,147	0,124	0	0,214

Исследование микроструктуры стали R7 немодифицированных серийных плавок, и модифицированных специальными модификаторами показало следующее.

Серийная немодифицированная сталь R7 отличается неоднородностью структуры, значительной разнозернистостью и формированием сплошных окаймлений избыточного феррита вокруг колоний перлита (рис. 5а). При больших увеличениях в микроструктуре обнаружены мелкие выделения второй фазы. Не исключено, что это выделения третичного цементита, выделяющегося в феррите в процессе охлаждения колес после термической обработки из-за уменьшения растворимости углерода в феррите при понижении температуры до комнатной. В избыточном феррите нами было обнаружено значительное количество неметаллических включений (сульфидов, окиссульфидов, оксидов), рис. 6-8.

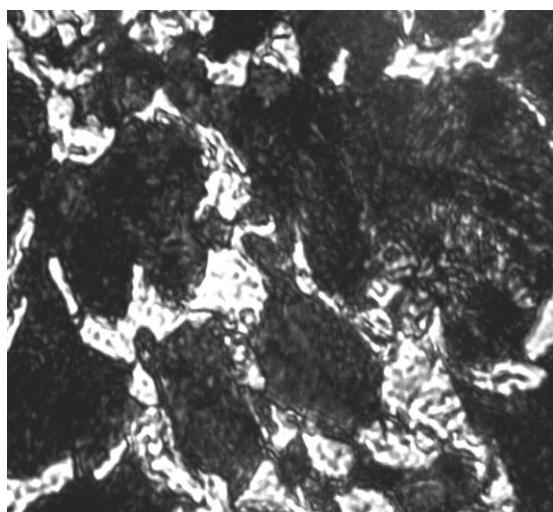


а)



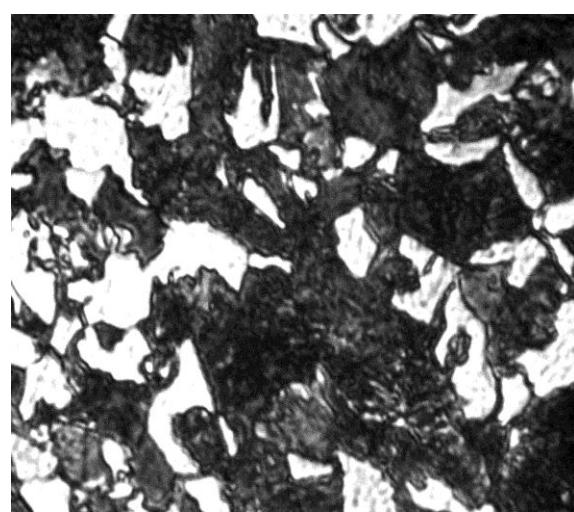
б)

**Рис. 5 – Микроструктура немодифицированной стали R7 плавки № 21477 и плавки № 22811, обработанной специальным модификатором, x280**

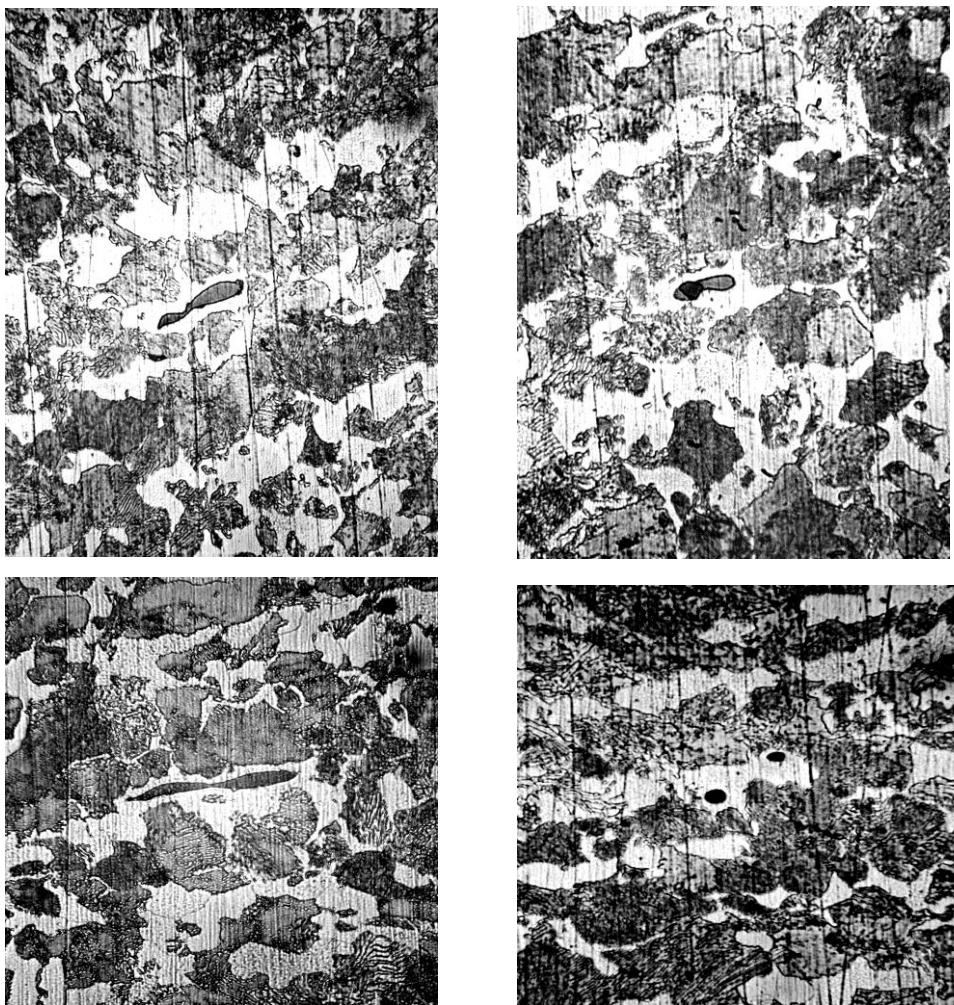


**Рис. 6 – Немодифицированная сталь R7.**

**Разнозернистость и непрерывные окаймления вокруг колоний перлита, неоднородность структуры феррита**



**Рис. 7 – Модифицированная специальным модификатором сталь R7 с прерывистыми выделениями избыточного феррита в перлите**



**Рис. 8 – Неметаллические включения в выделениях избыточного феррита (сульфиды, оксиды, оксисульфиды) в стали R7**

Неметаллические включения также имели сложную форму в серийной стали в отличие от модифицированной.

Регрессионно-корреляционным методом установлены коэффициенты парной и групповой корреляции для предела прочности и ударной вязкости с элементами химического состава стали R7 (рис. 9-12).

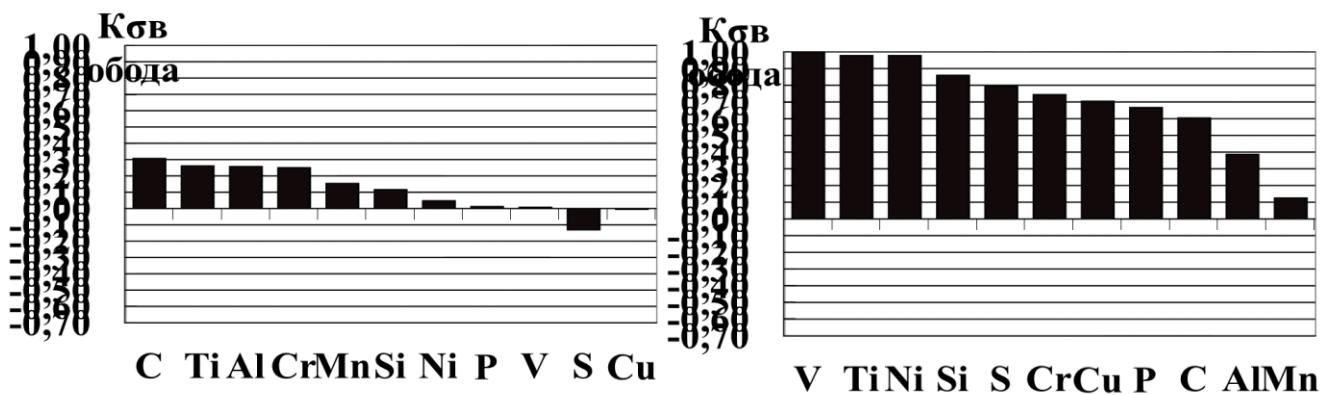


Рис. 9 - Гистограмма коефіцієнтів парної кореляції між пределом прочності та хіміческим складом сталі КП-Т

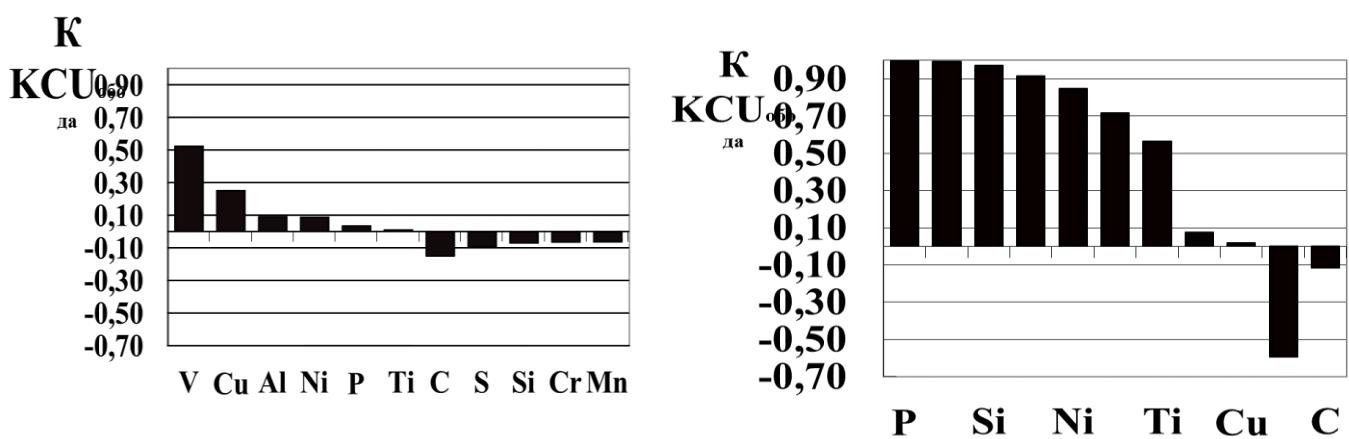
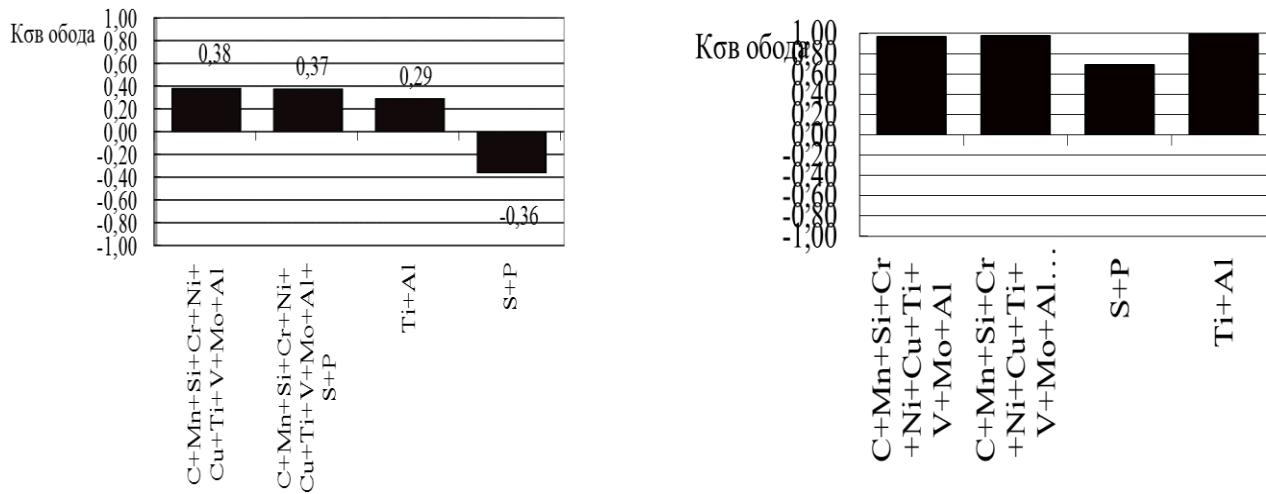
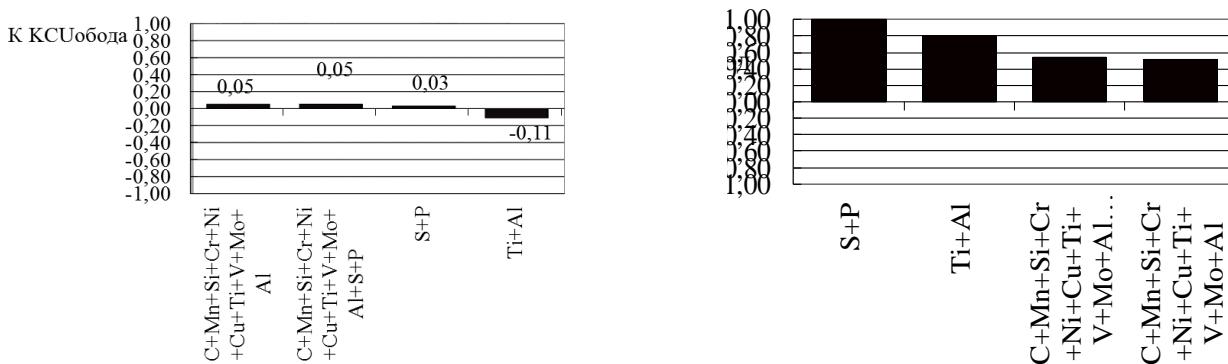


Рисунок 10 - Гистограмма коефіцієнтів парної кореляції між ударною вязкості (обод) та хіміческим складом сталі КП-Т



**Рис. 11 - Гистограмма коэффициентов корреляции между пределом прочности и химическим составом стали КП-Т**



**Рис. 12 - Гистограмма коэффициентов корреляции между ударной вязкостью (обод) и химическим составом стали КП-Т**

Как видно, на предел прочности наиболее существенно влияют углерод, кремний, алюминий, ванадий. На ударную вязкость оказывают значительное влияние ванадий, хром, никель, титан, повышая ее.

Если говорить о групповом влиянии элементов, то наиболее существенно, как видно из гистограмм, оказывают влияние все компоненты вместе именно в модифицированном металле. Это связано с компонентами многофункциональных модификаторов.

**Выводы.** В данной статье установлена недолегированность такими элементами, как V, Ni, Mo, Si, которые в значительной степени определяют

трещиностойкость стали R7. Отмечена нестабильность содержания легирующих элементов в серийном металле, подтвержденная статистическими параметрами. В модифицированном металле с использованием специальных модификаторов, количество феррита получено ~12 %. При циклических испытаниях на базе 1·10<sup>7</sup> циклов, проведенных в Германии, трещиностойкость колеса отвечала требованиям. Кроме того, в модифицированных сталях сформировалось значительно меньшее по размерам первичное зерно; избыточный феррит не образует сплошных окаймлений по границам перлитных колоний, снижена разнозернистость. Это указывает на перспективность использования специальных модификаторов для обработки расплавов.

### **Біблиографические ссылки**

1. Полішко С.О. Влияние модификациирования многофункциональными модификаторами на структуру и свойства колесных сталей /С.О. Полішко// Первый независимый научный вестник, Киев, № 6 – 2016, с. 87-96 (Ulrich's Periodicals Directory, EBSCO, Open Academic Journals Index)
2. Полишко С.А. Влияние межплавочной разницы содержания компонентов в колесной стали марки КП-Т на трещиностойкость/С.А. Полишко //Технологический аудит и резервы производства. ).//Сб научн.трудов.№3/4(17), – Х.– 2014, с 23-26.
3. Теоретичні основи керованого структуроутворення сплавів для підвищення їх властивостей шляхом бробки розплавів спеціальними модифікаторами з енергозбереженням. [Текст] : отчет по НИР (заключ.) // кер. Санін А.Ф., вик. Івченко Т.І., Бабенко О.П., Кушнір М.А., Маркова І.А., Полішко С.О., Татарко Ю.В.- Дніпропетровськ, 2013. 115 с.№ ДР 0111U001143, №6-243-11.
4. Пат 93684 Україна МПК (2011.01) C22C 35/00 C21C 7/04. Розкислювач-модифікатор для обробки розплавів сталей і сплавів. [Електронний ресурс] /Шаповалова О. М, Шаповалов В. П., Шаповалов О. В., Полішко С. О.(Україна); Заявник та патентоутримувач Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара. – №a200801124, заявл. 30.01.2008 р., опубл. 10.03.2011 р. – Бюл №5. – Режим доступу: \www/URL: <http://uapatents.com/4-93684-rozkislyuvach-modifikator-dlya-obrobki-rozplaviv-stalejj-i-splaviv.html>

UDC 532.526 : 532.24

S.V. Alekseyenko

*Oles Honchar Dnipro National University*

## **SIMULATION OF THE AIR-DROPLET FLOW IN THE AIRCRAFT ICING PROBLEMS**

Meteorological conditions presupposing the occurrence of icing is possible are analyzed. To describe the external air-droplet flow and the process of moisture precipitation on the streamlined aerodynamic surfaces in icing problems a model of interpenetrating media is proposed to use. This model allows one to take into account the law of droplet size distribution in an icing cloud, to consider the problem in a three-dimensional statement, and also to take into account the exchange of mechanical and thermal energy between supercooled water droplets and air flow.

**Key words:** *air-droplet flow, moisture precipitation on the streamlined surface, icing of aerodynamic surfaces.*

Проаналізовано метеорологічні умови, під час польоту в яких можливе виникнення обмерзання. Для опису зовнішнього повітряно-крапельного потоку і процесу осадження волого на обтічну поверхню в задачах обмерзання аеродинамічних поверхонь літальних апаратів запропоновано використовувати модель взаємопроникних середовищ, що дозволяє враховувати закон розподілу розмірів крапель в хмарі обмерзання, розглядати задачу в тривимірній постановці, а також враховувати обмін механічною і тепловою енергією між переохолодженими водяними краплями і повітрям.

**Ключові слова:** *повітряно-крапельний потік, осадження волого на обтічну поверхню, обмерзання аеродинамічних поверхонь.*

Проанализированы метеорологические условия, при полете в которых возможно возникновение обледенения. Для описания внешнего воздушно-капельного потока и процесса осаждения влаги на обтекаемую поверхность в задачах обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов предложено использовать модель взаимопроникающих сред, позволяющую учитывать закон распределения размеров капель в облаке обледенения, рассматривать задачу в трехмерной постановке, а также учитывать обмен механической и тепловой энергией между переохлажденными водяными каплями и воздухом.

**Ключевые слова:** воздушно-капельный поток, осаждение влаги на обтекаемую поверхность, обледенение аэродинамических поверхностей.

**Introduction.** In modern conditions, ensuring the safety of aircraft flights, including in adverse weather conditions, is an actual problem causes a constant interest. Under certain flying conditions, supercooled water droplets contained in clouds can freeze, falling on the aerodynamic surfaces of the aircraft, forming ice growths.

Depending on the amount, shape and location, such growths can have a significant negative influence on the aircraft: disturb the flow structure, increase turbulent wake, increase in drag, decrease in lift force and stall angle of the wing affecting adversely the stability of aircraft and its handling on the whole, lead to weight gain.

According to accepted safety standards [1], the main research instruments to be included in the certification plan for aircraft for flight in icing conditions are: flight tests in natural icing conditions, and using spray systems installed on the ahead-of-flight aircraft and creating an icing cloud; experiments in wind tunnels, both "dry" and modeling icing conditions; numerical methods. It should be noted that flight tests, although being the most reliable means of research, have significant limitations related to the danger, as well as the difficulty of ensuring the reproduction of experimental conditions, in addition, they require significant financial and time costs. Ground-based experimental methods also require the use of expensive and complex cooled high-speed wind tunnels equipped with a system for the reproduction of icing conditions. Such methods, although they make it possible to significantly expand the range of the investigated parameters, but, in turn, also do not give a complete idea of the distribution of the parameters of the air-droplet flow in the investigated region. In addition, experiments conducted under ground conditions can not accurately reproduce the icing conditions in flight, requiring the use of scaled models. As a result, in order to reduce the financial and time cost of developing anti-icing systems, to assess their effectiveness, to understand the effects of changing the geometry of the aerodynamic surfaces due to the formation of ice build-up on the flow field and, accordingly, to create the most advanced anti-icing systems in modern conditions, there is a need to apply numerical simulation methods.

Until now, a number of well-known techniques and software products have been developed in various countries to simulate the icing processes (LEWICE, ONERA, CANICE, etc.) [2-4], in which, as a rule, the external airflow is described using the potential equations, and motion of supercooled water droplets – using a trajectory model. Also, the application of the trajectory model in combination with the Navier-Stokes equations of compressible gas for the describing of the air-droplet flow is considered in [5-6]. When implementing this approach, the airflow parameters are first calculated, along which a number of trajectories of supercooled droplets with a small margin of "enveloping" a streamlined profile are built. The concentration of droplets directly at the surface and, correspondingly, the local collection efficiency for the streamlined profile, is determined by the condition for the conservation of the mass flow of droplets in the cross section, limited by neighboring droplet trajectories.

It should be noted that the traditional approach using the trajectory model [2-4] does not take into account the mutual exchange of mechanical and thermal energy between supercooled droplets and air flow, is associated with certain difficulties in implementation of three-dimensional statement of the problem: in the case of complex geometry of streamlined bodies, multi-body configurations.

**Objective of the paper** is to develop a mathematical model describing the motion of the air-droplet flow taking into account the mutual exchange of mechanical and thermal energy between supercooled water droplets and airflow in a three-dimensional statement.

**Physical Problem Statement.** All observed weather phenomena, including meteorological conditions, in which the occurrence of icing is possible, are formed in the troposphere at heights of up to 7 km at the poles and up to 16 km at the equator. The powerful thermal vertical streams of moist air, the continuous mixing of air masses with different temperatures and pressures, the lowering of the temperature and air pressure with altitude, also cause a change in the water concentration in the air, condense water vapor and form clouds, fog, rain, snow or hail. It is known that under certain conditions, water droplets, contained in clouds or rain at a negative temperature of the ambient air, can be in a supercooled state [7]. The icing of aircraft in most cases occurs during a flight in this environment.

The main meteorological parameters on which the intensity of icing depends are:

- the amount of condensed water per unit cloud volume (liquid water content, LWC);
- the air temperature ( $T$ );
- the size of the water droplets.

Water content varies considerably with temperature and can fluctuate strongly for both the same cloud type and the same cloud. In practice, usually used water content averaged over large areas, equivalent in volume of  $1 \text{ m}^3$  and a length of several kilometers. As the temperature decreases, the water content decreases, and the probability of icing decreases. It should also be noted that an icing cloud represents a polydisperse aerosol, which contains supercooled water droplets of different sizes – from a few up to tens of microns, and during rain up to hundreds of microns. To estimate the size of droplets contained in the cloud, in practice, *the mean volume diameter (MVD)* is often used, determined in such a way that 50% of the total water droplets contained in a unit of cloud volume have a diameter larger, and 50% – smaller than *MVD*.

It is believed that the major types of clouds, which may cause icing are stratiform and cumuliform clouds and also freezing drizzle or freezing rain conditions (in the presence in atmosphere of so-called *supercooled large droplets, SLD*). Herewith the range of meteorological parameters presupposing the occurrence of icing is determined by the Aviation Rules of the International Aviation Committee part 25 [8] and also Title 14 of the Code of Federal Regulations, part 25, Appendices C and O [1], which also regulate the law of distribution of sizes of supercooled water droplets in the cloud.

**Mathematical Problem Statement.** When describing the external air-droplet flow in a three-dimensional statement, a model of interpenetrating media proposed by H.A. Rakhmatullin [9-11] was used. This model is based on the concept of a multiple-velocity/multiple-temperature medium, with each point of the medium being characterized by as many velocities and temperatures as the amount of layers that the considered medium contains. Each phase continuously fills the space.

The main assumptions of the model are the following:

- the medium is assumed to be multiple-velocity and multiple-temperature, consisting of air – viscous compressible carrying gas and supercooled water droplets – fractions of incompressible spherical particles of specified diameter with no interaction between them;
- heat capacities of the air and droplets are constant;
- the droplets sizes are many times larger than the molecular-kinetic distances and many times smaller than the distances, and the averaged macroscopic parameters of flow vary significantly;
- the interaction of the supercooled water droplets and the carrying air is taken into account via air viscosity;
- the temperature of a single droplet is constant throughout its volume.

The equations that describe the carrying air flow and supercooled water droplets are coupled through the source terms, taking into account the momentum and energy exchange between states. They differ from the Navier-Stokes equations only by the presence of these sources. In order to specify the terms that describe the interphase interaction, the results of studies of the processes occurring at the gas flow over particles are used [12].

The unsteady equations of the multi-phase flow are written as follows [9-11]:

$$\frac{\partial \hat{q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} + \hat{H} = \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \hat{R}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{S}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{T}}{\partial \zeta} \right), \quad (1)$$

where

$$\begin{aligned}
 \hat{q} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \\ \rho_{jk} \\ \rho_{jk} u_{jk} \\ \rho_{jk} v_{jk} \\ \rho_{jk} w_{jk} \\ e_{jk} \end{bmatrix}, \quad \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ \rho U w + \xi_z p \\ (e+p)U \\ \rho_{jk} U_{jk} \\ \rho_{jk} U_{jk} u_{jk} \\ \rho_{jk} U_{jk} v_{jk} \\ \rho_{jk} U_{jk} w_{jk} \\ e_{jk} U_{jk} \end{bmatrix}, \quad \hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho V u + \eta_x p \\ \rho V v + \eta_y p \\ \rho V w + \eta_z p \\ (e+p)V \\ \rho_{jk} V_{jk} \\ \rho_{jk} V_{jk} u_{jk} \\ \rho_{jk} V_{jk} v_{jk} \\ \rho_{jk} V_{jk} w_{jk} \\ e_{jk} V_{jk} \end{bmatrix}, \quad \hat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho W u + \zeta_x p \\ \rho W v + \zeta_y p \\ \rho W w + \zeta_z p \\ (e+p)W \\ \rho_{jk} W_{jk} \\ \rho_{jk} W_{jk} u_{jk} \\ \rho_{jk} W_{jk} v_{jk} \\ \rho_{jk} W_{jk} w_{jk} \\ e_{jk} W_{jk} \end{bmatrix}, \quad \hat{H} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ H_u \\ H_v \\ H_w \\ H_e \\ 0 \\ -H_{uk} \\ -H_{vk} \\ -H_{wk} \\ -H_{ek} \end{bmatrix}, \\
 \hat{R} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)u_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_x(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)v_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_y(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)w_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_z(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi + \xi_z w_\xi) \\ \frac{k}{\Pr(\gamma-1)}(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)\frac{\partial}{\partial\xi}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\xi_x^2 + \xi_y^2 + \xi_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\xi + \\ + \frac{\mu}{6}[\xi_x^2(u^2)_\xi + \xi_y^2(v^2)_\xi + \xi_z^2(w^2)_\xi + 2\xi_x\xi_y(uv)_\xi] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \hat{S} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)u_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_x(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)v_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_y(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)w_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_z(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta + \eta_z w_\eta) \\ \frac{k}{\Pr(\gamma-1)}(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)\frac{\partial}{\partial\eta}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\eta_x^2 + \eta_y^2 + \eta_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\eta + \\ + \frac{\mu}{6}[\eta_x^2(u^2)_\eta + \eta_y^2(v^2)_\eta + \eta_z^2(w^2)_\eta + 2\eta_x\eta_y(uv)_\eta] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (2) \\
 \hat{T} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)u_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_x(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)v_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_y(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \mu(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)w_\zeta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\zeta_z(\zeta_x u_\zeta + \zeta_y v_\zeta + \zeta_z w_\zeta) \\ \frac{k}{\Pr(\gamma-1)}(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)\frac{\partial}{\partial\zeta}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\zeta_x^2 + \zeta_y^2 + \zeta_z^2)(u^2 + v^2 + w^2)_\zeta + \\ + \frac{\mu}{6}[\zeta_x^2(u^2)_\zeta + \zeta_y^2(v^2)_\zeta + \zeta_z^2(w^2)_\zeta + 2\zeta_x\zeta_y(uv)_\zeta] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

$$e = \rho \left[ \varepsilon + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right], e_{jk} = \gamma \rho_{jk} [\omega T_{jk} + (u_{jk}^2 + v_{jk}^2 + w_{jk}^2)]. \quad (3)$$

The following notations are used in the equations:  $u, v, w$  – are the velocity components in the directions  $x, y, z$ ;  $\rho$ ,  $p$ ,  $e$  – are the density, pressure, and total energy of the unit volume of air;  $a$  – is the sound velocity;  $\gamma$  – is the specific heat ratio;  $\mu$  – is the dynamic viscosity coefficient;  $Re$  – is the Reynolds number;  $Pr$  – is the Prandtl number;  $\xi_x, \xi_y, \xi_z, \eta_x, \eta_y, \eta_z, \zeta_x, \zeta_y, \zeta_z, J$  – are the metric coefficients and Jacobian of the coordinate transforms  $\xi = \xi(x, y, z, t)$ ,  $\eta = \eta(x, y, z, t)$ ,  $\zeta = \zeta(x, y, z, t)$ , respectively.  $U, V, W$  – are the contravariant components of the velocity vectors of the carrying air and supercooled droplets; variables with subscript  $j$  describe the particles;  $\omega$  – is the specific heat ratio of the droplets and air at a constant pressure, subscript  $k$  varies from 1 to  $n$ , where  $n$  is the number of intervals that correspond to the mass fractions of droplets of a given size in the air-droplet flow (according to the accepted law of droplet size distribution by volume of the cloud).

The magnitude of the momentum and energy exchange between the layers is specified as [12]:

$$H_{uk} = \rho_{jk} A_{jk} (u - u_{jk}), H_{vk} = \rho_{jk} A_{jk} (v - v_{jk}), H_{wk} = \rho_{jk} A_{jk} (w - w_{jk}), H_{ek} = \rho_{jk} A_{jk} B_{jk}, \quad (4)$$

$$H_u = \sum_{k=1}^n H_{uk}, \quad H_v = \sum_{k=1}^n H_{vk}, \quad H_w = \sum_{k=1}^n H_{wk}, \quad H_e = \sum_{k=1}^n H_{ek},$$

where  $A_{jk}$ ,  $B_{jk}$  are dimensionless coefficients determining the momentum and energy exchange,

$$A_{jk} = \frac{9}{2} \frac{\mu_g f_{jk}}{m_{jk} r_{jk}^2} \frac{\bar{L}}{\bar{V}}, \quad (5)$$

$$B_{jk} = 2\gamma [\bar{q}_{jk} \Delta \bar{q}_{jk} - g_c (T_{jk} - T)], \quad (5)$$

$$\bar{q}_{jk} \Delta \bar{q}_{jk} = u_{jk} (u - u_{jk}) + v_{jk} (v - v_{jk}) + w_{jk} (w - w_{jk}), g_c = Nu_{jk} / 6f_{jk} Pr. \quad (6)$$

Normalized friction coefficient  $f_j$  is calculated by the following formula:

$$f_{jk} = \frac{C_D}{C_{D_{Stokes}}}, \quad (7)$$

where  $C_D$  – is the drag coefficient of the drops, and

$$C_{D_{Stokes}} = \frac{24}{Re_{jk}}.$$

$\text{Re}_{jk}$ , is determined in terms of the relative drop velocity by:

$$|\Delta q_{jk}| = \sqrt{(u - u_{jk})^2 + (v - v_{jk})^2 + (w - w_{jk})^2}, \quad (8)$$

was calculated using the formula:

$$\text{Re}_{jk} = \frac{2|\Delta q_{jk}| r_{jk} \rho}{\mu_g}. \quad (9)$$

In the calculations, the normalized friction coefficient and Nusselt number for the drops are determined as follows:

$$f_{jk} = \begin{cases} 1, & \text{Re}_{jk} \leq 0,49, \\ 1,125 \cdot \text{Re}_{jk}^{0,163}, & 0,49 \leq \text{Re}_{jk} \leq 80, \\ 0,0125 \cdot \text{Re}_{jk}^{1,217}, & 80 \leq \text{Re}_{jk} \leq 1000, \\ \text{Re}_{jk}/12, & \text{Re}_{jk} > 1000 \end{cases} \quad (10)$$

$$\text{Nu} = 2 + 0,459 \text{Re}^{0,55} \text{Pr}^{0,33}. \quad (11)$$

In the relations (4) – (11)  $\bar{L}$  – is a typical length scale;  $r_{jk}$  – is the drop radius, corresponding to the  $k$ -th interval;  $\mu_g$  – is the dynamic viscosity coefficient of the carrying air;  $m_{jk}$  – mass density of droplets, corresponding to the  $k$ -th interval;  $\bar{V}$  – is the datum speed;  $\rho$  – is the dimensionless density of the carrying air; and the remaining notations are universally accepted.

The initial distribution of the droplet concentration in the air-droplet flow, corresponding to the  $k$ -th interval:

$$\rho_{jk} = \rho \phi_k / (1 - \phi_k), \quad (12)$$

where  $\phi_k = W_{jk} / W_m$  – the mass fraction of droplets in the air-droplet flow having dimensions, corresponding to the  $k$ -th interval.

**Conclusions:** A mathematical model that can be used to solve the problem of icing of aircraft aerodynamic surfaces during the flight in adverse meteorological conditions has been developed. The model makes it possible to describe the motion of the air-droplet flow taking into account the law of the droplet size distribution in the icing cloud, the mutual exchange of mechanical and thermal energy between the supercooled

water droplets and the air flow, and proceed to the solution of the problem in a three-dimensional statement.

## References

1. Advisory Circular of Federal Aviation Administration 20-73A. Aircraft ice protection. – August 16, 2006. – 233 p.
2. Wright W. B. User Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6 / W. B. Wright // National Aeronautics and Space Administration, Cleveland, May 1995. – 95 p. (Contractor Report, 198355).
3. Guffond D. Validation du programme bidimensionnel de capitation, Oce National D'Etudes et deRecherches Aerospatiales / D. Guffond, L. Brunet // Chatillon Cedex, France. – 1988. (Rapport Technique, RP 20/5146 SY).
4. Gent R. TRAJICE2 - A Combined Water Droplet Trajectory and Ice Accretion Prediction Program For Aerofoils / R. Gent // Royal Aerospace Establishment, Farnborough. – 1990. (Technical Report, 90054).
5. Alekseyenko S.V. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results / S.V. Alekseyenko, O.A. Prykhodko // TsAGI Science Journal. – V.44. – 2013. – Issue 6. – P. 761-805.
6. Alekseenko S.V. Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface / S.V. Alekseenko, A.A. Prikhod'ko // Fluid Dynamics – 2014. – V. 49. – No. 6. – P.715–732.
7. Mesheryakova T.P. Design of Aircraft and Helicopter Protection Systems / T.P. Mesheryakova. – M.: Mashinostroyenie, 1977. – 232 p. (Rus.)
8. Aviation Rules, part 25, Norms of Airworthiness of Transport Category Airplanes, 2009. (Rus.)
9. Nigmatulin R.I. Dynamics of Multiphase Media / R.I. Nigmatulin. M.: Nauka, 1987. V. 1, 2. 464 p. (Rus.)
10. Rakhmatullin H.A. Fundamentals of Gas Dynamics of Interpenetrating Motions of Compressible Media / H.A. Rakhmatullin // Prikl. mat. and mechanics. – 1956. – V. 20, № 3. – P. 184–195. (Rus.)
11. Sedov L.I. Continuum Mechanics / L.I. Sedov. M.: Nauka, 1983. V. 1. – 528 p.; V. 2. – 560 p. (Rus.)
12. I-Shih Chang One- and Two-Phase Nozzle Flows / Chang I-Shih // AIAA Journal, Vol. 18, No. 12 – 1980. – P. 1455-1461.

УДК-629.78(075.8)

Малий М.С., Рахматов М.О., Гребенкіна О.А., Кулабухов А.М.

*Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара*

## ДАТЧИК ГОРІЗОНТУ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

**Пропонується спосіб визначення кутової орієнтації космічного апарату по лінії горизонту планети відносно орбітальної системи координат, алгоритм кутової орієнтації космічного апарату в надир планети з використанням малогабаритного датчика горизонту.**

**Ключові слова:** *космічний апарат, датчик горизонту, кутова орієнтація у надир планети.*

**Предлагается способ определения угловой ориентации космического аппарата по линии горизонта планеты относительно орбитальной системы координат, алгоритм угловой ориентации космического аппарата в надир планеты с использованием малогабаритного датчика горизонта.**

**Ключевые слова:** *космический аппарат, датчик горизонта, угловая ориентация, ориентация в надир планеты.*

**A method for attitude determination of a spacecraft along the horizon line of the planet relative to the orbital coordinate system, the algorithm for the angular orientation of the spacecraft in the nadir of the planet using a small horizon sensor is proposed.**

**Key words:** *spacecraft, horizon sensor, angular orientation, orientation to the nadir of the planet.*

### Вступ

Практично всі космічні апарати потребують кутової орієнтації і стабілізації в просторі для рішення цільових задач. Систему, яка здійснює кутову орієнтацію космічного апарату (КА) відносно визначених орієнтирів називають системою кутової орієнтації (визначення кутового положення) і стабілізації (кутові розвороти і утримання відносно визначених орієнтирів) – СКОС.

Як джерело інформації для визначення кутової орієнтації сучасні КА використовують магнітометри, інфрачервона вертикаль, сонячні датчики, астродатчики, датчики кутових швидкостей. Датчики можуть використовувати як традиційні технології виготовлення, так і технології МЕМС (мікроелектромеханічні системи) – виготовлення електричної і механічної частини датчика у вигляді мікросхеми [1].

Як виконавчі органи стабілізації і орієнтації КА широко застосовуються двигуни-маховики (програмні розвороти і прецензійна стабілізація) і електромагніти (використовуються для гасіння початкових кутових швидкостей КА при відділенні від ракети носія і розвантаження двигунів-маховиків).

Алгоритми кутового керування при цьому вимагають значних розрахунків пов'язаних з переходом в різні системи координат з використанням інформації про навігаційні параметри супутника (інформація з апаратури супутникової навігації) і формування керуючих сигналів на виконавчі органи.

Датчики горизонту на КА практично не використовуються. В основному їх застосування обмежено авіаційною технікою з малим часом функціонування (в основному використовуються гіроскопічні датчики).

Також існують розробки з орієнтації безпілотних апаратів за зображенням відеокамери [2]. Основні складності використання датчиків кутів по лінії горизонту на КА пов'язані з наявністю атмосфери і нелінійністю знімку при широких кутах огляду. В деяких роботах розглядаються можливості врахування нелінійностей для визначення кутового положення КА [3, 4, 5]. Однак це приводить до значних обчислювальних операцій з урахуванням особливостей конкретної відеокамери.

### **Постановка задачі.**

Розглянемо можливість використання інформації про лінію горизонту для орієнтації КА в надир планети при наступних обмеженнях:

- планета має форму кулі з радіусом  $R_e$ ;
- космічний апарат знаходиться на коловій орбіті з висотою  $h$ , величина якої може бути визначена за допомогою радіовисотоміра;
- відеокамера має кут огляду  $\alpha$ ;
- камера встановлена на осі КА;
- вісь КА відхиlena від надиру на кут  $\gamma$ ;
- центральний половинний кут видимості КА –  $\beta$ ;
- зображення планети і навколопланетного простору контрастні;
- камера має характеристики знімка:  $a$  – висота зображення,  $b$  – ширина зображення (зображення в пікселях);
- розподільна здатність зображення – 1 піксель.

### **Розв'язок задачі.**

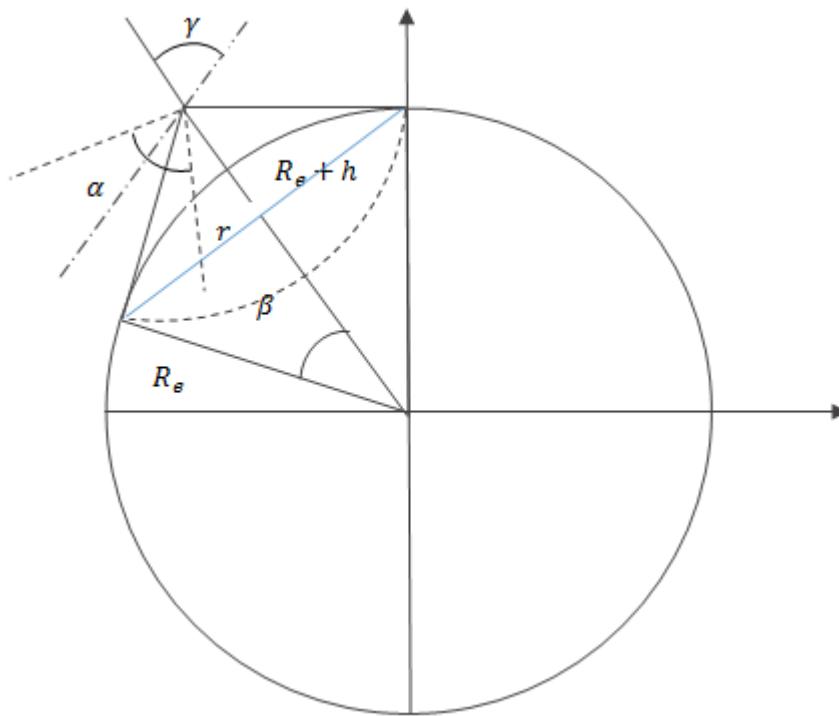
На рис. 1 наведена схема визначення кутового положення КА за допомогою однієї камери по лінії горизонту в орбітальній системі координат. Половинний центральний кут видимості КА з планети

$$\beta = \cos^{-1} \frac{R_e}{R_e + h}. \quad (1)$$

Радіус видимої окружності планети, що відображається на камері

$$r = R_e \sin \beta = R_e \frac{\sqrt{(R_e+h)^2 - R_e^2}}{R_e+h}. \quad (2)$$

У табл. 1 наведені дані розрахунків параметрів видимості горизонту для Землі на різних висотах.



**Рис. 1 – Схема визначення кутового положення КА за допомогою 1 камери по лінії горизонту**

*Таблиця 1–Дані розрахунків для зон видимості бортової камери супутника Землі на різних висотах*

$R_e$ , км	$h$ , км	$\beta$ , град	$r$ , км	Кут видимості планети, град.	Відношення $\frac{h}{R_e}$
6370	400	19,80411	2157,141	140,3918	0,338641
6370	500	22,00566	2385,677	135,9887	0,374518
6370	600	23,95978	2585,593	132,0804	0,405902
6370	700	25,72452	2763,559	128,551	0,43384
6370	800	27,33799	2923,981	125,324	0,459024
6370	1000	30,21076	3203,799	119,5785	0,502951
6370	2000	40,46354	4132,166	99,07292	0,648692

На рис. 2 показано відображення лінії горизонту на відеокамері КА.

Як видно з рис. 2 КА має поворот в площині  $XOY$  зв'язної системи координат з орбітальної на кут  $\varphi$ , в той час як відносно орбітальної системи координат кутові координати КА визначаються зсувами координат зв'язної системи координат  $X_{ka}O_1Y_{ka}$  (центру відеокамери) в площині  $XOZ$  на величину  $X_1$  і в площині  $YOZ$  на величину  $Y_1$ . При цьому центр КА ( $O_1$ ) знаходиться на відстані від центру планети на величину

$$O_1O = R_e + h. \quad (3)$$

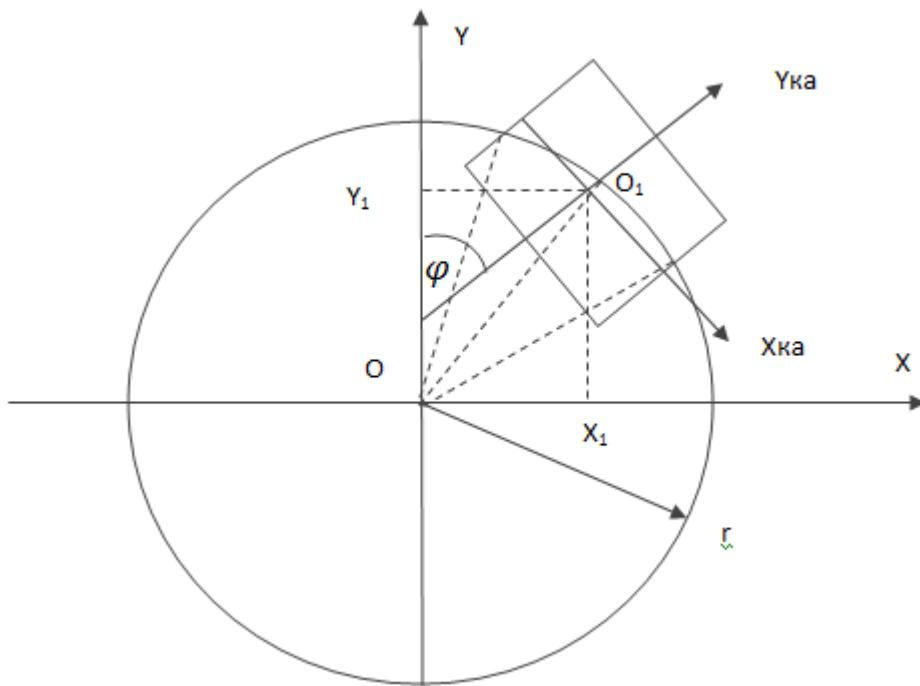


Рис. 2 - Зв'язок орієнтації КА з зображенням на відеокамері

Звідси кут відхилення КА в площині  $XOZ$

$$\delta_x = \sin^{-1} \frac{X_1}{R_e + h}. \quad (4)$$

Відповідно

$$\delta_y = \sin^{-1} \frac{Y_1}{R_e + h}. \quad (5)$$

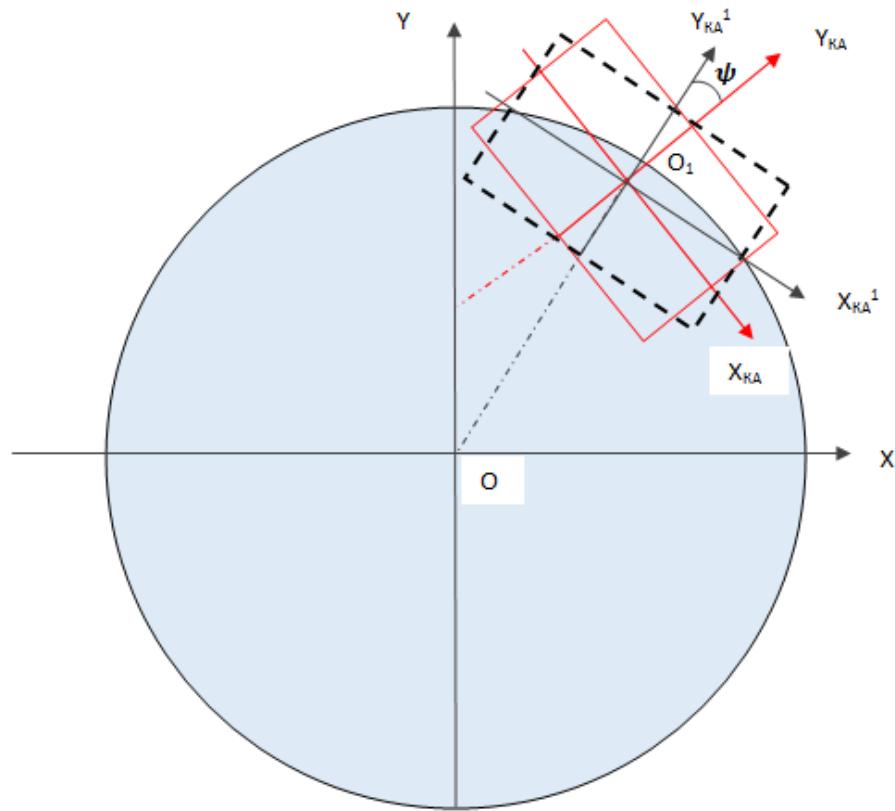
Алгоритм управління кутовим положенням КА з однією камерою, встановленою на осі КА може бути визначений таким чином:

- поворот КА навколо осі  $Z_{ka}$  на кут  $\psi$  (рис. 3) до отримання симетричності знімка на відеокамері (збіг координат  $Y$  контрастною зони лівої і правої частини зображення);

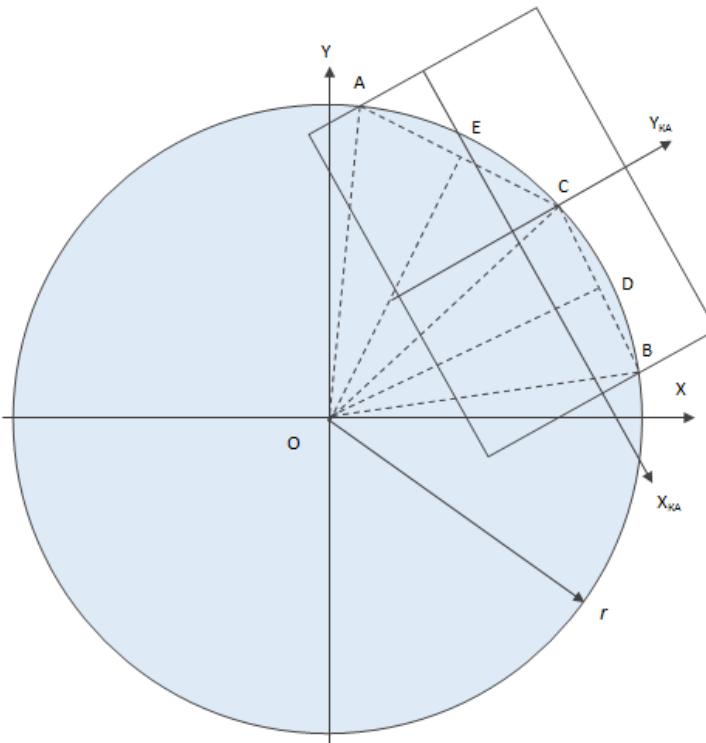
- поворот КА навколо осі  $X_{KA}$  до суміщення центральної осі камери з центром Землі на обчислений кут  $\delta_y$ .

У цьому випадку кут огляду камери повинен бути більше кута видимості планети на даній висоті (табл. 1), щоб датчик горизонту забезпечував видачу інформації в момент установки КА в надир (забезпечується безперервність управління кутовим положенням).

Розглянемо визначення кутового положення КА за результатами знімка (рис. 4). Припустимо, що в зв'язаній системі координат  $(X_{KA}Y_{KA}Z_{KA})$  відомі координати точок  $A (x_A, y_A)$ ,  $C (x_C, y_C)$  і  $B (x_B, y_B)$ . Ці координати знаходяться як контрастні точки з знімка.



**Рис. 3 – Вирівнювання знімка горизонту  
(поворот на кут  $\psi$ )**



**Рис. 4 – Визначення параметрів кутового положення КА по знімку**

Для визначення радіуса видимої окружності планети  $r$  складемо рівняння прямої, що проходить через точки  $A$  і  $C$

$$y = y_A + \frac{(y_C - y_A)(x - x_A)}{(x_C - x_A)}. \quad (6)$$

Рівняння прямої, що проходить через точку  $E$  (що знаходиться на середині відрізка  $AC$ ) і перпендикулярної прямої (6) буде

$$y = y_E - \frac{(x_C - x_A)(x - x_A)}{(y_C - y_A)}. \quad (7)$$

Приведемо рівняння (7) до виду

$$y + A_1 x - B_1 = 0, \quad (8)$$

де

$$A_1 = \frac{(x_C - x_A)}{(y_C - y_A)}, \quad (9)$$

$$B_1 = y_E + \frac{(x_C - x_A)x_E}{(y_C - y_A)}, \quad (10)$$

$$y_E = \frac{y_A + y_C}{2}. \quad (11)$$

Аналогічно рівняння прямої, що проходить через точку  $D$  і перпендикулярної до прямої  $CB$  матиме вигляд

$$y + A_2 x - B_2 = 0, \quad (12)$$

де

$$A_2 = \frac{(x_B - x_C)}{(y_B - y_C)}; \quad (13)$$

$$B_2 = y_D + \frac{(x_B - x_C)x_D}{(y_B - y_C)}; \quad (14)$$

$$y_D = \frac{y_C + y_B}{2}. \quad (15)$$

Координати точки  $O$  визначаються виразами

$$x_O = \frac{B_2 - B_1}{A_2 - A_1}; \quad (16)$$

$$y_O = B_1 - \frac{A_1(B_2 - B_1)}{(A_2 - A_1)}. \quad (17)$$

Відповідно можна визначити радіус видимої окружності горизонту

$$r = \sqrt{(x_A - x_O)^2 + (y_A - y_O)^2}. \quad (18)$$

З рис. 3 можна визначити кут  $\psi$ , на який потрібно повернути КА в зв'язній системі координат для направлення осі  $Y_{KA}^1$  від центру планети

$$\psi = \tan^{-1} \frac{y_B - y_A}{x_B - x_A}. \quad (19)$$

Припустимо, що система управління повернула КА на кут  $\psi$ . Алгоритм управління в цьому випадку досить простий. Напрямок повороту визначається знаком виразу

$$y_B - y_A. \quad (20)$$

Величина кутового переміщення визначається виразом (19). Переміщення здійснюється поки не виконається співвідношення

$$y_B - y_A = 0. \quad (21)$$

Визначимо величину кутового переміщення для направлення осі КА по вертикалі до планети за умови, що центр оптичної камери збігається з лінією горизонту (рис. 5). При цьому зображення на відеокамері буде відповідати рис. 5б.

З рис. 5 маємо:

$$\sin \gamma = \frac{R_e}{R_e + h}. \quad (22)$$

$$r = R_e \sin(90 - \gamma) = R_e \sqrt{1 - \left(\frac{R_e}{R_e + h}\right)^2}. \quad (23)$$

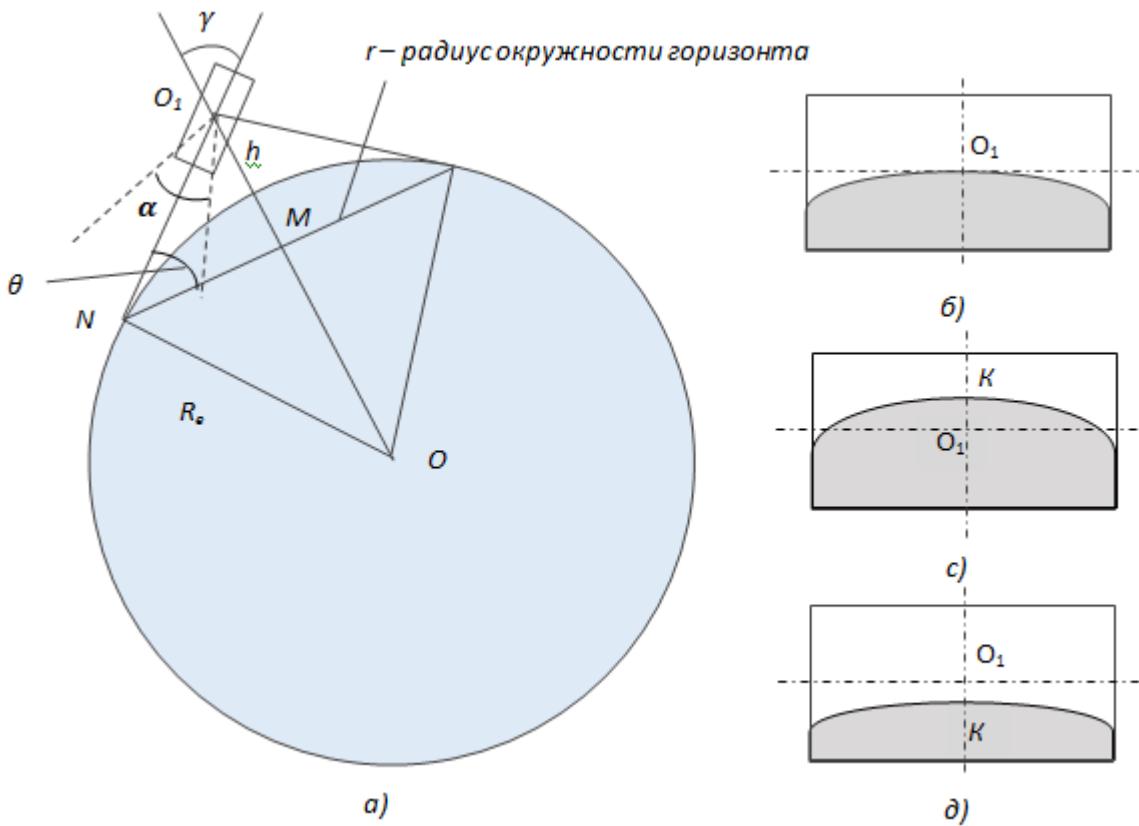


Рис. 5 – Зв'язок кутового положення КА із зображенням камери

Висота орбіти і кут  $\gamma$  визначаються виразами

$$h = R_e \left( \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{r}{R_e}\right)^2}} - 1 \right); \quad (24)$$

$$\gamma = \sin^{-1} \sqrt{1 - \left(\frac{r}{R_e}\right)^2}. \quad (25)$$

Як вже було сказано вираз (25) справедливий для випадку, наведеного на рис. 5б. Для випадків, наведених на рис. 5с і рис. 5д вираз (25) за рахунок додаткового зміщення матиме вигляд

$$\gamma = \sin^{-1} \sqrt{1 - \left(\frac{r}{R_e}\right)^2} - \frac{(y_K - y_{O_1})}{b} \alpha_1, \quad (26)$$

де  $(y_K - y_{O_1})$  – координата по вертикальній осі точки К в зв'язаній системі координат (щодо точки  $O_1$ );

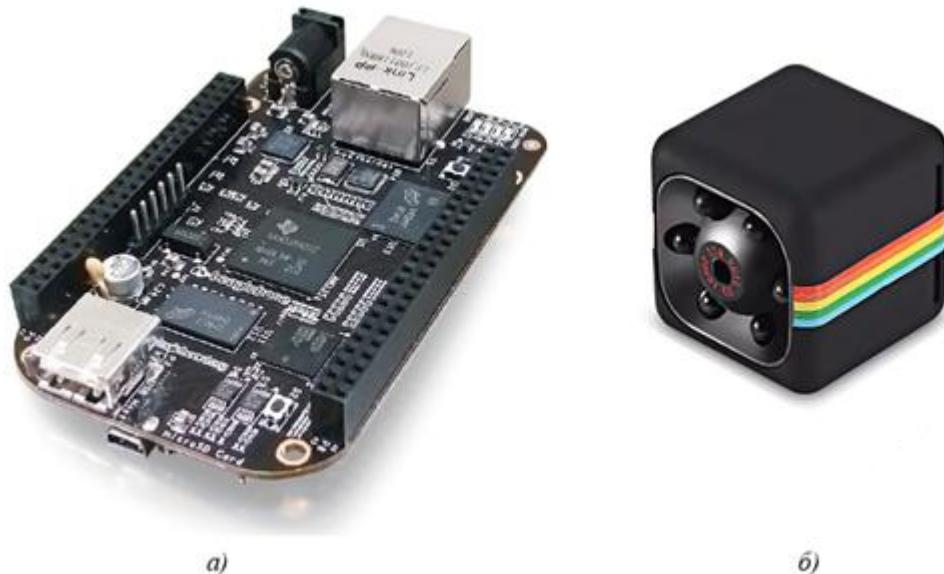
$b$  - розмір зображення камери по вертикальній осі;

$\alpha_1$  - кут огляду камери по вертикальній осі.

Для виконання поставленої задачі використовується міні камера SQ11 (рис. 6б) з такими характеристиками: роздільна здатність фото – 4032\*3024 12MP;

формат фото – JPEG; формат зображення – 4:3, 16:9; кут огляду об'єктива – 140 градусів; габарити 23x23x23 мм.

Алгоритм обробки відеоінформації з камери не складний, що дозволяє реалізувати його на малогабаритному мікроконтроллері типу Beagle Bone Black (рис. 6a).



**Рис. 6 – Складові датчика горизонту:  
мікроконтролер BeagleBone Black (а), малогабаритна камера SQ11 (б)**

Апробація алгоритму обробки інформації була проведена на знімках з Міжнародної космічної станції. Результати розрахунків з достатньою точністю визначили кутове положення відеокамери у момент зйомки.

## Висновки

1. Інформацію про лінію горизонту для орієнтації КА в надир планети можна використовувати для визначення кута нахилу апарату. При цьому точність кутового положення КА в надирі може бути високою незважаючи на нелінійність малогабаритної камери з великим кутом огляду.

2. Запропонований спосіб реалізації датчика горизонту для КА має невисоку вартість за рахунок використання малогабаритних відеокамер з широким кутом огляду і малогабаритного контролера.

3. Датчик горизонту з запропонованим алгоритмом орієнтації в надир може використовуватись при відсутності навігаційних параметрів КА (особливо при відсутності систем глобального позиціонування типу GPS і ГЛОНАСС) на навколоzemних орбітах, а також на орбітах інших планет і їх супутників (Марс, Юпітер і його супутники, Місяць і т.д.).

4. Простий алгоритм стабілізації космічного апарату у надир дозволяє здійснювати стабілізацію КА в реальному часі з Землі за допомогою джойстика (для супутників Землі), або астронавтом, що знаходиться на космічному кораблі на орбітах планет і їх супутників.

## Бібліографічні посилання

1. Інерціально-супутникові навігаційні системи / М.К. Філяшкін, В.О. Рогожин, А.В. Скрипець, Т.І. Лукінова. – К : НАУ, 2009. – 296 с.
2. Cornall T.D. Aircraft attitude estimation from horizon video / T.D. Cornall, G.K. Egan, A. Price // ELECTRONICS LETTERS 22nd, June 2006 – IET, 2006. – № 42(13). – С. 744 - 745.
3. Hughes C. Review of Geometric Distortion Compensation in Fish-Eye Cameras / C. Hughes, M. Glavin, E. Jones, P. Denny // SIGNALS AND SYSTEMS CONFERENCE 18-19 June 2008 – IET, 2008. – С. 2 - 4.
4. Bahar M.N.D. / Modular CMOS Horizon Sensor for Small Satellite Attitude Determination and Control Subsystem / M.N.D. Bahar, M.E.M. Hassan, N. Hamzah, A.S. Arshad // ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES 20th, 14 August 2006 – CST, 2006. – ATSB, 2006, № 2. – С. 6 – 7
5. J. Barf. Development and Implementation of an Image-Processing-Based Horizon Sensor for Sounding Rockets. Space Engineering, master's level. – Lulee University of Technology Department of Computer Science, Electrical and Space Engineering . – 2017. 130 p.

УДК 629.764

К.В. Коростюк, Н.М. Дронь

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара*

## **СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ В СФЕРЕ ПРИМЕНЕНИЯ СУБОРБИТАЛЬНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

**Стаття присвячена дослідженню тенденцій сфер застосування суборбітальних ракет-носіїв (РН) і їх особливостей. У статті розкриті питання застосування суборбітальних РН. Надано аналіз існуючих прототипів. Були розглянуті наступні варіанти досягнення максимальної висоти польоту суборбітальних РН: дроселювання тяги, вставка пасивної ділянки траекторії, підвищення тягоозброєнності на старті.**

**Ключові слова:** суборбітальна ракета-носій, дроселювання тяги, пасивна ділянка траекторії, тягоозброєнність.

**Статья посвящена исследованию тенденций сфер применения суборбитальных ракет-носителей (РН) и их особенностей. В статье раскрыты вопросы применения суборбитальных РН. Представлен анализ существующих прототипов. Рассмотрены следующие варианты достижения максимальной высоты полета суборбитальных РН: дросселирование тяги, вставка пассивного участка траектории, повышение тяговооруженности на старте.**

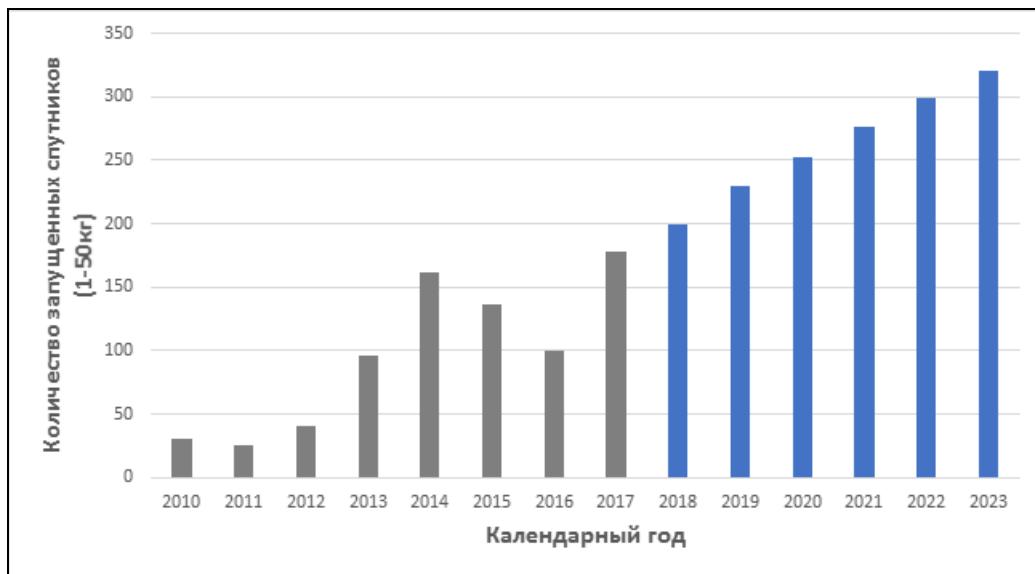
**Ключевые слова:** суборбитальная ракета-носитель, дросселирование тяги, пассивный участок траектории, тяговооруженность.

**The article is devoted to research of tendencies of spheres of application of sounding launch vehicle (SLV) and their features. The article deals with the use of SLV. The analysis of existing proto-types is given. The following options for achieving the maximum altitude of flight of SLV are considered: thrust throttling, insertion of the inactive leg, increase of thrust-to-weight ratio at the launch.**

**Keywords:** sounding launch vehicle, thrust throttling, inactive leg, thrust-weight ratio.

На сегодняшний день большинство стран мира, которые занимаются разработкой летательных аппаратов стремятся разработать РН легкого или сверхлегкого класса. Это связано с тем, что развитие электроники ведет к уменьшению массово-габаритных характеристик элементной базы космических аппаратов. Спутники становятся все меньших размеров, а также растет их функциональная потребность. За последние годы почти половина мирового рынка КА нуждается в выведении микро и наноспутников на низкие околоземные орбиты (НОО).

На рисунке 1 изображена динамика изменения количества выведенных спутников на орбиту массой до 50кг за последние 8 лет, а также прогнозируемая динамика на ближайшие 6 лет [1].



**Рис. 1. Динамика изменения количества выведения спутников массой до 50кг**

Сложилась тенденция использования суборбитальных ракет-носителей для выведения наноспутников на НОО после доработки и модификации. К примеру, японская двухступенчатая суборбитальная РН SS-520 путем добавления третьей твердотопливной ступени выводит полезный груз (ПГ) порядка 4 кг на НОО.

Рассмотрим особенности суборбитальных РН и области их применения.

Значительная часть суборбитальных полетов носит исследовательский характер и их основное назначение — это первичное тестирование новых технологий, результаты которого в дальнейшем будут применены к разработкам космических аппаратов. Значительная часть исследований проводится в университетах так, как расширение спроса на новые технологии стремительно растет и университеты являются источником новых технологических идей.

Наиболее востребованные сферы применения суборбитальных РН:

1. Использование суборбитальных РН в качестве метеорологических, геофизических РН для исследования верхних слоев атмосферы и близлежащего космоса
2. Предоставление возможности проведения экспериментов с заданными режимами микрогравитации для апробации результатов научно-исследовательской аппаратуры различных спектров деятельности
3. Разработка суборбитальной РН в качестве первого этапа создания сверхлегкого/легкого класса РН для доставки малогабаритного, легкого полезного груза на НОО. На этом этапе предоставляется возможность

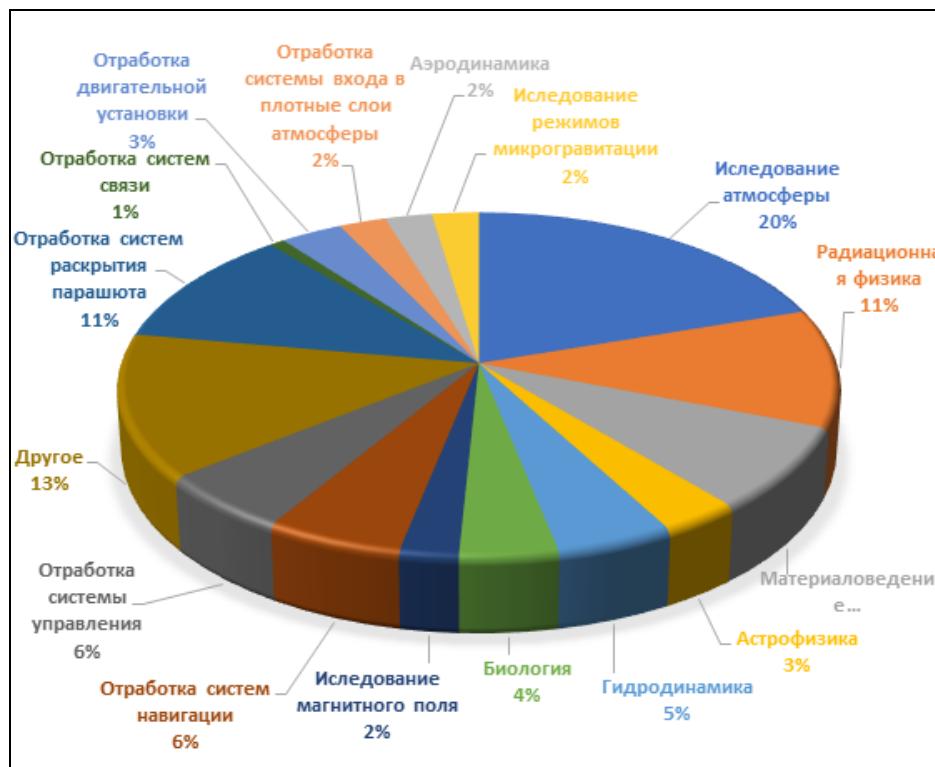
отработать перспективные системы, приемлемые на вариантах РН для вывода на НОО.

4. Использование суборбитальной РН в качестве создания эталонного образца для отработки оценки работоспособности систем наблюдения
5. Использование суборбитальной РН в учебных целях при подготовке молодых специалистов в университетах, институтах, колледжах.

Сфера применения суборбитальных РН не ограничивается ракетно-космической отраслью. Они могут быть применены для решения актуальных задач на этапе научно-исследовательских работ в фармакологии, биомедицине, материаловедение, гидрофизике и т.д.

На рисунке 2 в качестве примера показаны области применения американской суборбитальной РН «Improved Orion» [2]. Видно, что значительная часть запусков данной суборбитальной РН было связано с исследованием атмосферы Земли и отработкой систем суборбитальных РН.

В таблице 1 приведены основные характеристики существующих / разрабатываемых суборбитальных РН на жидких (ЖРТ) и твердых (ТРТ) компонентах ракетного топлива (КРТ). Рассматривались суборбитальные РН со стартовой массой в диапазоне от 250 до 12500 кг [3-7].

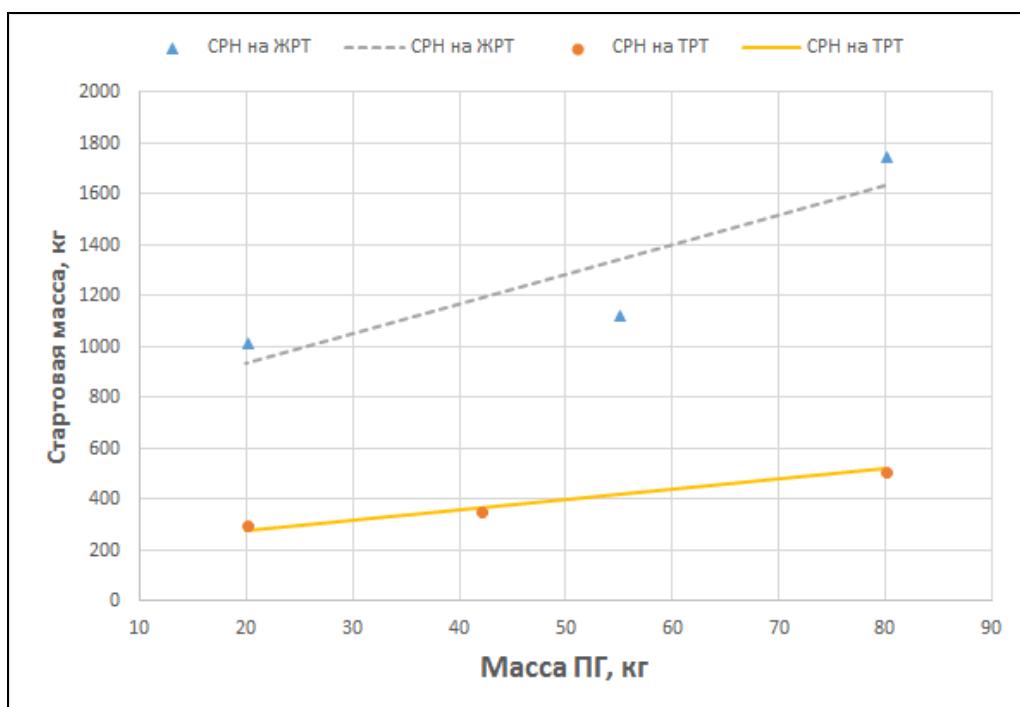


**Рис. 2. Области применения суборбитальной РН «Improved Orion» в Европейской программе REXUS**

В связи с тем, что большинство предоставленных твердотопливных суборбитальных РН двухступенчатые, а жидкостные как правило одноступенчатые – в работе сравнивались суборбитальные РН по коэффициенту  $\xi_{\text{сух}}$  – коэффициент совершенства конструкции (отношение массы конструкции к заправленной массе) для ракетных блоков (РБ), а не ступени. В данном сравнении суборбитальная РН «MAXUS» не используется.

Среднее значение  $\xi_{\text{сух}}$  для твердотопливных РБ составляет 0.31, для жидкостных РБ 0.38. Это говорит о том, что для РН сверхлегкого класса с диапазоном стартовой массы от 250 до 3000 кг  $\xi_{\text{сух}}$  РБ на ТРТ ниже, чем  $\xi_{\text{сух}}$  РБ на ЖРТ в отличии от легких и средних РН.

На рисунке 3 представлена зависимость стартовой массы суборбитальной РН на ТРТ и ЖРТ от изменения массы ПГ при поднятии ПГ на высоту 100км. По методу наименьших квадратов [8] была построена прямая зависимости стартовой массы РН от массы ПГ на ЖРТ и ТРТ.



**Рис. 3. Зависимость изменения массы ПГ от стартовой массы суборбитальной РН при поднятии ПГ на 100км**

*Таблиця 1*  
*Сводная таблица суборбитальных ракет-носителей*

<b>Параметр</b>	<b>Носитель</b>						
	<b>VSB-30 (Texus)</b>	<b>Maxus</b>	<b>Improved Orion (Rexus)</b>	<b>Terrier Malemute</b>	<b>SpaceloftXL</b>	<b>SS-520</b>	<b>Black Brant III</b>
РН							
Страна	Бразилия	США	США	США	США	Япония	Канада
Количество ступеней	II	I	I	II	I	II	I
Компоненты I ступени	Твердое	Твердое	Твердое	Твердое	Твердое	Твердое	Твердое
Компоненты II ступени	Твердое	-	-	Твердое	-	Твердое	-
Длина РН, м	13	15,5	5,6	12,7	6	9,65	5,5
Max диаметр, м	0,57	1	0,35	0,46	0,27	0,52	0,26
Стартовая масса, кг	2570	12400	515	1609	355	2740	286
Масса топлива I ст.	616	10042	290	578	219	1587	170
Масса топлива II ст.	859	-	-	500	-	325	-
Масса конструкции I ст.	284	1558	125	322	100	513	98
Масса конструкции II ст.	341	-	-	100	-	175	-
Тяга I ступени, кН	240	500	7	257,5	36,6	145	49
Тяга II ступени, кН	102	-	-	55,1	-	-	-
Время работы I ст., с	11	63	26	5	12	65	-
Время работы II ст., с	20	-	-	22	-	-	-
Время микрогравитации, мин	6	14	2	-	2	13	-
Качество микрогравитации	$10^{-4}$	$10^{-4}$	$10^{-4}$	-	$10^{-4}$	$10^{-4}$	-
Max перегрузка на АУТ	10	10	21	26	25	-	-
Масса ПГ, кг	400	800	100	230	36	140	18
Апогей, км	260	705	90	400	115	800	177
$\xi_I$	0,316	0,134	0,301	0,358	0,313	0,244	0,366
$\xi_{II}$	0,284	-	-	0,167	-	0,350	-
Статус	Активная	Активная	Активная	Активная	Активная	Активная	Закрыта
Примечание	Последний запуск: 23.01.2016	Последний запуск: 07.04.2017	Последний запуск: 16.03.2017	Последний запуск: 2012	Последний запуск: 23.10.2014	Последний запуск: 2017	Последний запуск: 1985

Параметр	Носитель							
	Black Brant IX	MH-300	MOMO	Arion 1	Ariel	Exos	Nexø II	HEAT-2X
РН								
Страна	Канада	Россия	Япония	Испания	Австралия Сингапур	США	Дания	Дания
Количество ступеней	II	I	I	I	I	I	I	I
Компоненты I ступени	Твердое	Твердое	O <sub>2</sub> + этанол	O <sub>2</sub> + керосин	Гибридное	O <sub>2</sub> + керосин	O <sub>2</sub> + этанол	O <sub>2</sub> + этанол
Компоненты II ступени	Твердое	-	-	-	-	-	-	-
Длина РН, м	14,5	8	10	12	7,2	11	6,7	10,7
Мах диаметр, м	0,44	0,45	0,5	0,65	0,68	0,5	0,3	0,65
Стартовая масса, кг	2100	1564	1020	-	-	1130	292	1753
Масса топлива I ст.	578	1032	700	-	-	744	114	1200
Масса топлива II ст.	750	-	-	-	-	-	-	-
Масса конструкции I ст.	322	532	300	-	-	343	178	473
Масса конструкции II ст.	450	-	-	-	-	-	-	-
Тяга I ступени, кН	257,5	-	12	30	70	29	5	45
Тяга II ступени, кН	111	-	-	-	-	-	-	-
Время работы I ст., с	5	23	120	-	-	135	35	100
Время работы II ст., с	34	-	-	-	-	-	-	-
Время микрогравитации, мин	6+	-	2,5	6	-	3	-	2
Качество микрогравитации	10 <sup>-4</sup>	-	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-4</sup>	-	10 <sup>-4</sup>	-	10 <sup>-4</sup>
Мах перегрузка на АУТ	-	25	5	-	-	-	-	-
Масса ПГ, кг	500	150	20	200	130	43	-	80
Апогей, км	300	300	100	250	150	128	-	100
ξ <sub>I</sub>	0,358	0,340	0,300	-	-	0,316	0,610	0,283
ξ <sub>II</sub>	0,375	-	-	-	-	-	-	-
Статус	Активная	Активная	Активная	Разработка	Разработка	Разработка Активная	Разработка	Авария Закрыта
Примечание	Последний запуск: 2017	Последний запуск: 2015	Первый запуск: 30.07.2017	Первый запуск планируется на 2018	Первый запуск планируется на 2019	Первый тестовый пуск в 2015	Первый запуск планируется на 2018	Авария на старте в 2014

Исходя из анализа рассмотренных суборбитальных РН, для поднятия ПГ массой 20 – 80кг применяются РН на ТРТ со стартовой массой 290 – 515кг, для поднятия такого же ПГ стартовая масса суборбитальных РН на ЖРТ составляет 1020 – 1750кг. Это свидетельствует о том, что для поднятия ПГ на 100км требуется суборбитальная РН на ЖРТ в 3.5 раза тяжелее, чем суборбитальная РН на ТРТ. Однако суборбитальные РН на ЖРТ имеют преимущества перед суборбитальными РН на ТРТ.

Недостатки суборбитальных РН на ТРТ:

- Большая перегрузка на АУТ, порядка  $25g$ , что может существенно ограничить диапазон ПГ
- Отсутствие возможности многоразового использования

В связи с необходимостью оценки возможности минимизации потерь скорости на АУТ для повышения высотности суборбитальных РН, следует исследовать влияние режимов изменения тяги, особенно на участках больших скоростных напоров.

Рассмотрим несколько вариантов изменения диаграммы тяги жидкостного ракетного двигателя до момента прохождения максимального скоростного напора.

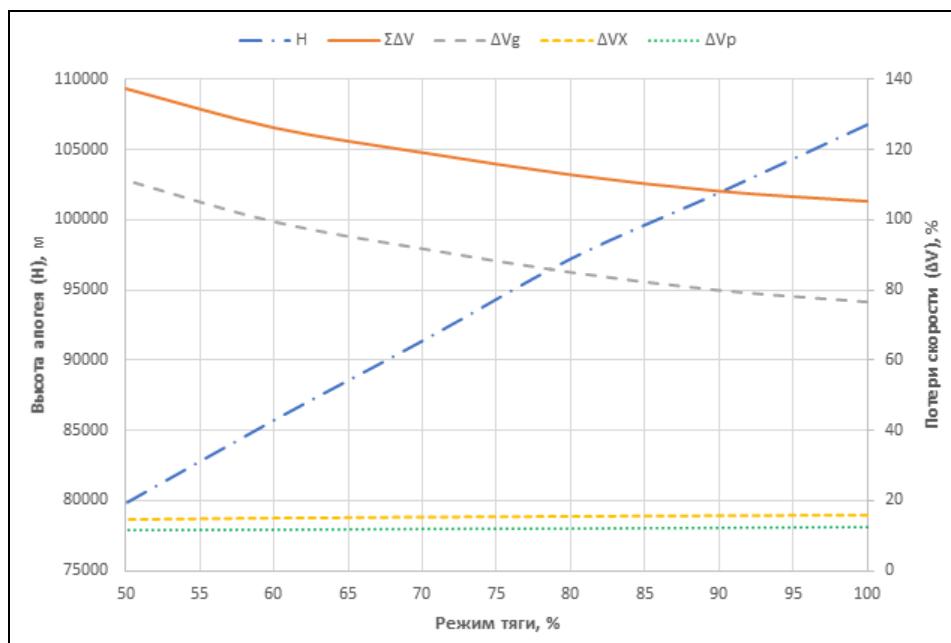


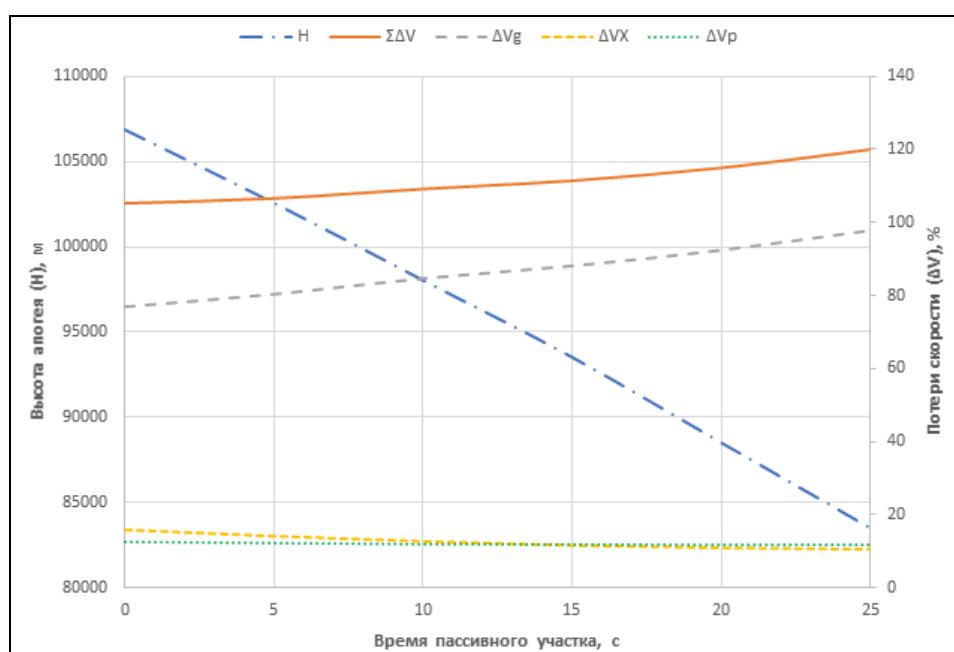
Рис. 4. Зависимость изменение высоты апогея и потерь скорости от дросселирования

Дросселирование осуществлялось на высоте ориентировочно 5км, где значение числа маха  $M = 0,9$ , и скоростной напор на данной высоте составляет 29 кПа. Рассматривалось 5 вариантов дросселирования тяги: от 50 до 90% с шагом 10%. Путем дросселирования тяги на активном участке траектории (АУТ) удалось снизить потери скорости на аэродинамику ( $\Delta V_X$ ) на 1-2%, потери на противодавление ( $\Delta V_p$ ) порядка 1%, но значительно возросли

гравитационные потери ( $\Delta V_g$ ) на 3-34% из-за увеличения времени АУТ. На рисунке 4 предоставлены результаты расчетов.

Рассмотрим несколько вариантов длительности применения промежуточного пассивного участка траектории на участке прохождения максимального скоростного напора.

Пассивный участок траектории применялся на высоте ориентировочно 5км, где значение числа маха  $M = 0,9$ , и скоростной напор на данной высоте составляет 29 кПа. Рассматривалось 5 вариантов с применением пассивного участка длительностью от 5 до 25с с шагом 5с. Путем вставки пассивного участка траектории удалось снизить потери скорости на аэродинамику на 2-6%, потери на противодавление до 1%, но возросли гравитационные потери на 3-15%. На рисунке 5 предоставлены результаты расчетов.



**Рис. 5. Зависимость изменение высоты апогея и потерь скорости от длительности вставки пассивного участка полета**

Рассмотрим влияние изменения тяговооружённости на высоту выведения ПГ и потери скорости. При решении данной задачи были приняты следующие особенности и допущения:

- масса конструкции const;
- масса топлива const;
- изменение тяговооруженности осуществляется путем изменения тяги за счет изменения расхода КРТ.

Тяговооруженность определяется по следующей формуле:

$$\mu = \frac{P_0}{G_0} \quad (1)$$

где  $P_0$  – тяга на уровне моря,  $G_0$  – стартовая масса.

При увеличении тяговооруженности на старте до 4 единиц, аэродинамические потери растут на 10%, потери на противодавление практически не изменяются, но гравитационные потери снижаются на 60%, следовательно, суммарные потери скорости на АУТ снижаются с увеличением тяговооруженности. В связи с уменьшением потерь скорости, конечная скорость суборбитальной РН увеличивается, следовательно, высота апогея увеличивается. Результаты исследования представлены на рисунке 6.

Все расчеты кинематических параметров траектории проводились по методике [9].

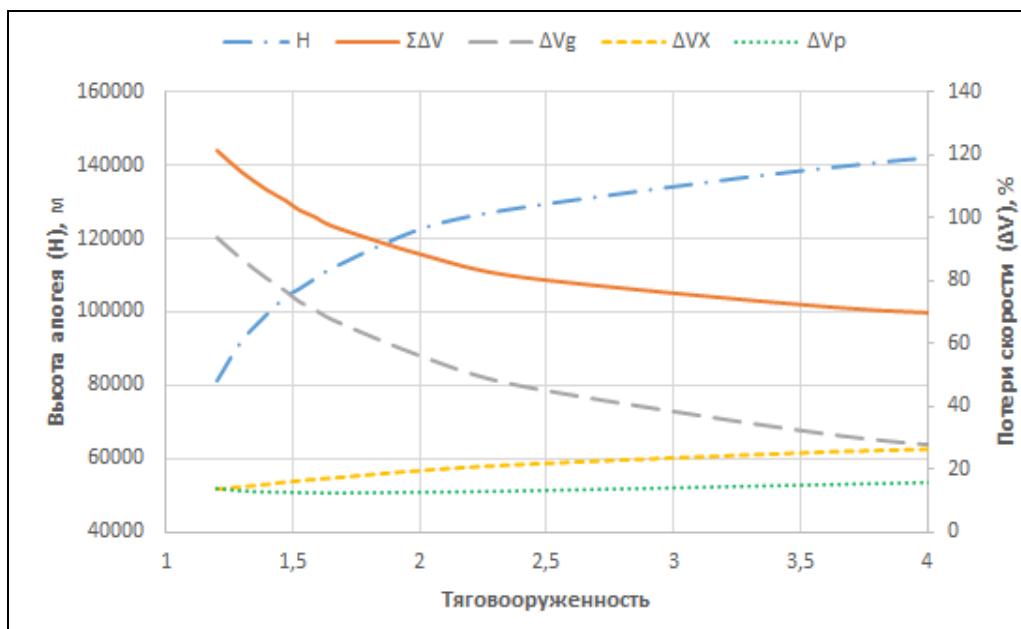


Рис. 6. Залежність змінення висоти апогея і потері скорості від тяговооруженості

**Выводы.** В результате сопоставительного анализа характеристик, существующих суборбитальных РН со стартовой массой до 3000кг, выявлены преимущества суборбитальных РН на ТРТ в сравнении с ЖРТ при одинаковых значениях массы ПГ и высоты выведения:

1. Коэффициент относительной массы для такого класса ракет на ТРТ ниже, чем для ракет на ЖРТ.
2. Тяговооруженность ракет на ТРТ может быть достигнута значительно выше, чем тяговооруженность ракет на ЖРТ. Но с ростом тяговооруженности увеличиваются перегрузки, что может привести к ограничению состава измерительной аппаратуры.

В статье показано, что при суборбитальном полете, траектория которого близка к вертикальной, нецелесообразно применять дросселирование тяги двигателя и промежуточный пассивный участок траектории для достижения максимальной высоты, так как это приводит к увеличению суммарных потерь

скорости, следовательно, к уменьшению высотности, что является главным показателем для суборбитальной РН.

Установлено, что для минимизации суммарных потерь скорости, что приводит к увеличению высотности суборбитальных ракет целесообразно повышать тяговооруженность на старте.

## **Библиографические ссылки**

1. “State of the Satellite Industry Report”, Bryce space and technology, June 2017.
2. Schüttauf K., Hassenpflug F., Koudele P., Pinzer M., “REXUS User Manual”, version 7.15, EuroLaunch, November 2017.
3. “MASER User Manual”, Edition 2, rev. 1, Swedish Space Corporation, Sweden, February 1992.
4. “Microgravity Sounding Rocket Missions”, Issue 1, DASA, Bremen, Germany, August 1995.
5. “Summary Review of Sounding Rocket Experiments in Fluid Science and Material Sciences”, ESA SP-1132 Volumes 1-4, February 1991 – October 1994.
6. “NASA Sounding Rockets User Handbook”, NASA Goddard Space Flight Center, USA, July 2015.
7. “The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2018”, Federal Aviation Administration, January 2018.
8. Ковбасюк С.В., Писарчук О.О., Ракушев М.Ю. Метод найменших квадратів та його практичне застосування: Монографія. – Житомир: ЖВІ НАУ, 2008. – 228с.
9. Проектування і конструкція ракет-носіїв: Підручник / В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник та ін.; за ред. акад. С.М. Конюхова. – Д.: Вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.

УДК-629.78(075.8)

Т.А. Манько, А.В. Литот, С.А. Шилин

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара  
ГП «КБ «Южное» імені М.К. Янгеля»*

## **ТЕХНОЛОГІЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОМПОЗИТНОГО КОРПУСА ТОПЛИВНОГО БАКА С ФЛАНЦАМИ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА**

В роботі представлені технологічні особливості виготовлення композитного корпусу паливного баку з розробленими фланцями із вуглепластику. Розглянута конструкція фланців і окремих елементів технологічної оправки. Приведені основні конструктивно-технологічні рішення виготовлення композитного корпусу паливного баку з фланцями із вуглепластику.

*Ключові слова:* Паливний бак, вуглепластик, фланець, намотка, технологічна оправка

В работе изложены технологические особенности изготовления композитного корпуса топливного бака с разработанными фланцами из углепластика. Рассмотрена конструкция фланцев и отдельных элементов технологической оправки. Приведены основные конструктивно-технологические решения изготовления композитного корпуса топливного бака с фланцами из углепластика.

*Ключевые слова:* Топливный бак, углепластик, фланец, намотка, технологическая оправка.

The paper describes the technological features of manufacturing a composite fuel tank body with developed flanges of carbon fiber reinforced plastic. The design of flanges and individual elements of the technological mandrel is considered. The main structural and technological solutions for the manufacture of a composite fuel tank with flanges made of carbon plastic are given.

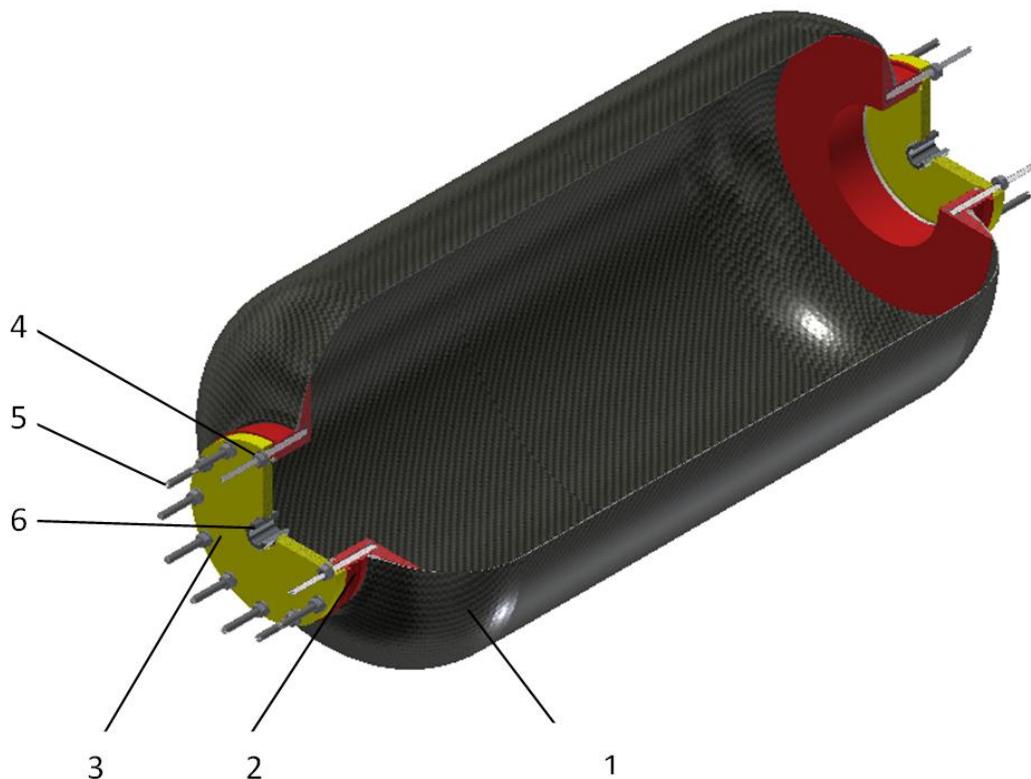
*Keywords:* Fuel tank, CFRP, flange, winding, process mandrel

**Введение.** В настоящее время перед Государственным предприятием «Конструкторское бюро «Южное» стоит задача по разработке и изготовлению топливных баков обладающим минимально-возможной массой. Возможным решением данной задачи является создание сверхлегких топливных баков, а также конструктивно-технологические решения его составных элементов из углепластика.

Топливные баки предназначены для хранения таких компонентов топлива как жидкий кислород, сжиженный газ и керосин. Топливные баки используются как изделия в авиационной, так и ракетно-космической технике и размещаются внутри фюзеляжей и могут являться как отдельным элементом, так и составной частью корпусов ракетоносителей.

Учитывая, что большую часть конструкции ракет составляют топливные баки, одним из важнейших факторов определяющих, определяющих совершенство конструкции, является создание принципиально новых технологий их создания, позволяющих существенно снизить массу баков и стоимость изготовления.

В работе представлены основные технологические особенности изготовления тонкостенного топливного бака безлейнерной конструкции. Общий вид корпуса топливного бака представлен на рисунке 1.



**Рис.1 Общий вид корпуса топливного бака**

- |                               |                                     |
|-------------------------------|-------------------------------------|
| 1 – Силовая оболочка корпуса; | 4 – элемент герметизации;           |
| 2 – фланец;                   | 5 – элемент металлического крепежа; |
| 3 – крышка;                   | 6 – штуцер.                         |

Особое внимание в работе уделяется фланцу корпуса топливного бака (рисунок 2). Фланец выполняет роль формообразующей поверхности при намотке в зоне полюсных отверстий, и обеспечивает взаимное скрепление встык с крышкой. Он выполнен из углепластика на основе высокопрочной углеродной ткани 3752 и эпоксидного связующего ЭДТ-10П, изготовленного методом вакуумного формования.



**Рис.2 Фланець корпуса топливного бака из углепластика с установленными элементами крепежа**

Крышка (рис. 3) представляет из себя элемент топливного бака закрывающий технологическое отверстие на его полюсах и выполняющая переход к малоразмерному штуцеру. Крышка выполнена из углепластика на основе высокопрочной углеродной ткани 3752 и эпоксидного связующего ЭДТ-10П изготовленного методом вакуумного формования.



**Рис.3 Предварительнаястыковка полученной крышки с фланцем**

Для выполнения разъемного герметичного соединения фланец-крышка в работе рассмотрен комплект стандартных металлических элементов. Вес этих

элементов в составе корпуса составил 78 грамм, что не утяжеляет общий вес топливного бака.

Для герметичного соединения топливного бака с магистралью в процессе эксплуатации разработана конструкция заправочного штуцера представляющая из себя упорную втулку.

В работе кроме разработки дополнительных элементов конструкции технологический процесс предусматривает: подготовку технологической оснастки для формования геометрии фланца и крышки, раскрай и выкладку пакета заготовки фланца и крышки (рис. 4, 5), режим полимеризации заготовок, механическая обработка (рис. 6), подготовка оправки, намотка и проведение окончательного режима полимеризации корпуса топливного бака, контроль выходных геометрических параметров и герметичности (Рис.9).



**Рис.4 Процесс разметки и раскрай заготовок углеродной ткани**

Изготовление углепластиковых заготовок фланца и крышки выполняли методом ручной выкладки в соответствии с заданной схемой армирования и схемой укладки. Количество слоев в заготовке фланца составило 74, в заготовке крышки – 18. После выполнения укладки всех слоев на оснастку проводится режим полимеризации в печи аэродинамического подогрева под давлением вакуума.

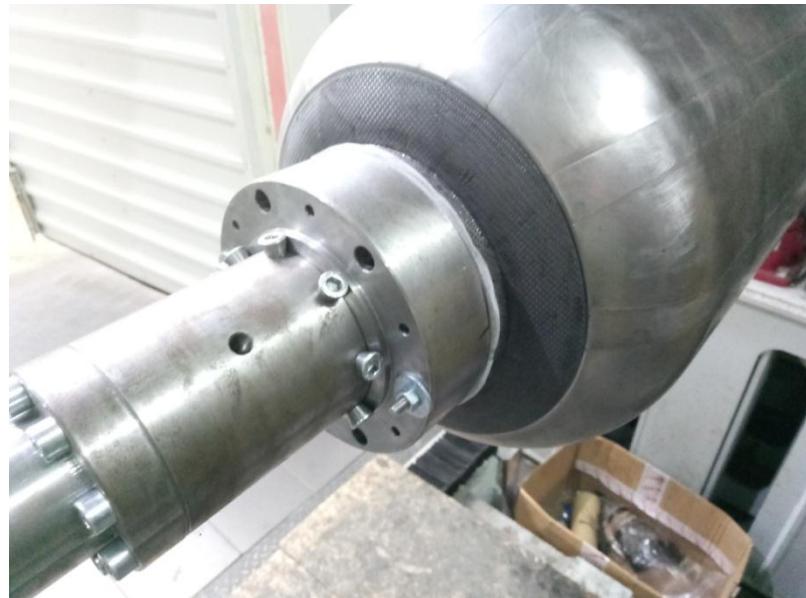


**Рис.5 Ручная выкладка раскроенных заготовок**



**Рис.6 Вид отверженной заготовки фланца из углепластика до механической обработки**

В качестве формообразующей поверхности при намотке силовой оболочки использовали разборную металлическую оправку диаметром 295 мм. Подготовленная оправка с установленными фланцами представлена на рисунке 7.



**Рис.7 Оправка корпуса топливного бака с установленными фланцами**

Намотку силовой оболочки корпуса выполняли на специальном намоточном станке MAW 20 FB5/1 с программным управлением (рис. 8). Материал силовой оболочки – углепластик на основе высокопрочного углеродного волокна типа Т-800 и эпоксидного связующего. Намотку выполняли в соответствии с заданной схемой армирования. Полученную конструкцию топливного бака отверждали в печи по разработанному термовременному режиму. 8.



**Рис.8 Процесс намотки силовой оболочки корпуса топливного бака**



**Рис.9 Контроль герметичності топливного бака**

Для обеспечение герметичности топливного бака проводили вклейку металлических элементов с применение эпоксидного клея холодного отверждения марки ЭПОТЕРМ-03т тип А.

### **Заключение**

В результате проведенных работ впервые была отработана технология изготовления композитного топливного бака с фланцами из углепластика. Приведена оптимальная схема раскроя, укладки и армирования углеродной ткани для фланцев и крышек. Спроектирована и изготовлена необходимая технологическая оснастка. На основании разработанных и апробированных элементов конструкции обеспечены требуемые значения выходных геометрических параметров и массы и оценена герметичность конструкции.

### **Библиографические ссылки**

1. Гагауз П.М., Гагауз Ф.М., Карпов Я.С., Кривенда С.П. Проектирование и конструирование изделий из композиционных материалов. Теория и практика: учебник / П.М.Гагауз, Ф.М.Гагауз, Я.С.Карпов, С.П.Кривенда; под.общ.ред. Я.С.Карпова – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е.Жуковского, 2015 - 672 с.
2. Карпов Я.С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учебник / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2010. - 768 с.
3. Карпов Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е.Жуковского, 2006 - 359 с.

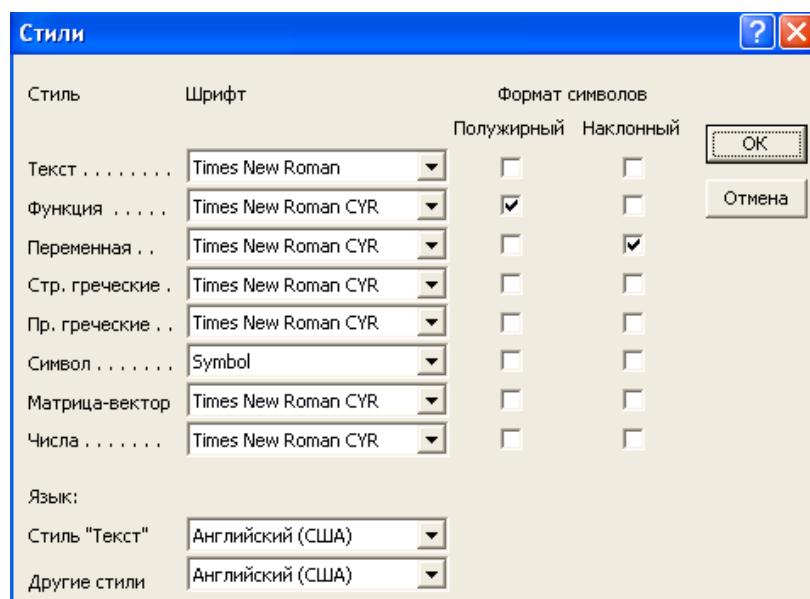
## ДО УВАГИ АВТОРІВ

1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.
2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):
  - постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;
  - аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;
  - формулювання цілей статті (постановка завдання);
  - виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів;
  - висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.
3. Вимоги до набору.
  - Текст набирають у Microsoft Word.
  - Формат паперу А4 (210×297).
  - Параметри сторінки (поля): верхнє – 20 мм; нижнє – 20 мм; ліве – 20 мм; праве – 20 мм.
  - Стилі і форматування для елементів статті.Mіжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

УДК	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, пряний, усі літери великі; <i>вирівнювання:</i> за лівим краєм; <i>інтервал після:</i> один рядок
Ініціали і прізвища авторів	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, пряний; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок. Спочатку набирають ініціали, потім – прізвище
Місце роботи	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, курсив; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Назва статті	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, напівжирний, пряний, усі літери великі; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Анотації	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, пряний; <i>вирівнювання:</i> за ширину; <i>абзац:</i> 1,25 см
«Ключові слова»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, курсив; <i>вирівнювання:</i> за ширину; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок

Основний текст статті	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за ширину; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок
Назва рисунка	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за середину, але не ширше за рисунок
Підрисункові підписи	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за ширину, але не ширше за рисунок
«Таблиця»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, курсив; <i>вирівнювання:</i> за правим краєм
Назва таблиці	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за середину
Заголовок «Бібліографічні посилання»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 16 pt, напівжирний, прямий, <i>вирівнювання:</i> за середину; <i>інтервал після:</i> один рядок
Бібліографічні посилання	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; нумерований список; <i>вирівнювання:</i> за ширину; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок
Дата надходження до редколегії	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, курсив; <i>абзац:</i> 1,25 см

- Анотацію до статті та ключові слова слід подавати українською, російською та англійською мовами.
- Під час набору статті обов'язково розрізняти «дефіс» і «тире».
- Формули слід набирати **тільки** в редакторі **Microsoft Equation 3.0** з такими установками: *інтервал до:* один рядок, *інтервал після:* один рядок; *табуляція:* 8,5 см – за середину, 17 см – праворуч:



- Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортуються графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об'єкт (положення – у тексті), при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під

рисунком обов'язковим є розміщення його назви із номером; якщо необхідно – пояснювальний підпис.

- Бібліографічні посилання оформлюють відповідно до ГОСТ 7.1:2006 і вони повинні бути розташовані у тому ж порядку, що і посилання на них у тексті.
- В кінці статті наводяться прізвища, ініціали авторів та назва статті англійською, українською та російською мовами.

**4. До редакційної колегії потрібно подавати:**

- один примірник статті з підписом автора (співавторів) на останній сторінці;
- експертний висновок про можливість публікації статті;
- рецензію провідного фахівця відносно наукового рівня статті;
- електронний варіант статті на CD або електронною поштою;
- в окремих файлах рисунки до статті;
- на окремому аркуші довідку про автора (співавторів), у якій слід зазначити: ім'я, по батькові та прізвище автора, місце роботи, посаду, наукові інтереси, телефон та електронну адресу.

**5. Статті, виконані з порушенням правил, до збірника не будуть включені.**

**6. Адреса редколегії:** Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій ЛА, вул. Наукова, 10, м. Дніпро, 49050, Україна (тел.: (056)375-05-29, 066-179-70-83, e-mail: hetikris@gmail.com).

**ЗМІСТ**

**Eliseev V.I., Sovit Yu.P., Molchanov R.N.**

Numerical simulation of the mass transfer in a hemodialysis cell machine ..... 3

**Сокол Г.И., Омелюшко О.С.**

Векторно-фазовые характеристики низкочастотного акустическая  
поля в полости рупора ..... 13

**Polyakov M.V., Davudov S.A., Davudova A.V., Heti K.V.**

Design parameters of mesh phase delimeters for ensuring repeated starting  
of spacecraft in the conditions of heightless ..... 25

**Kondratyuk Ye.A., Lipovsky V.I.**

Review of external problems of reactive missiles of reactive volley fire systems ..... 40

**Полишко С.А.**

Влияние химического состава колесной стали марки г7 на механические  
свойства при парной и групповой корреляциях ..... 52

**Alekseyenko S.V.**

Simulation of the air-droplet flow in the aircraft icing problems ..... 63

**Малий М.С., Рахматов М.О., Гребенкіна О.А., Кулабухов А.М.**

Датчик горизонту космічного апарату ..... 71

**Коростюк К.В., Дронь Н.М.**

Современные тенденции в сфере применения суборбитальных ракет-носителей ..... 81

**Манько Т.А., Литот А.В., Шилин С.А.**

Технологические особенности изготовления композитного корпуса  
топливного бака с фланцами из углепластика ..... 91