ISSN 2409 - 4056

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

# *Вісник*

## Дніпровського університету

## Journal of Rocket-Space Technology

**Науковий журнал** **Заснований у 1993 р.**

**№ 4** **Том 29** **2021**

**РЕДАКЦІЙНА РАДА:**

д-р хім. наук, проф. **С. І. Оковитий** *(голова редакційної ради)*; д-р хім. наук, проф. **В. Ф. Варгалюк**; чл.-кор. НАПН України, д-р філос. наук, проф. **П. І. Гнатенко**; д-р фіз.-мат. наук, проф. **О. Г. Гоман**; д-р філол. наук, проф. **В. Д. Демченко**; д-р техн. наук, проф. **А. П. Дзюба**; д-р пед. наук, проф. **Л. І. Зеленська**; чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **В. П. Моторний**; чл.-кор. НАПН України, д-р психол. наук, проф. **Е. Л. Носенко**; д-р біол. наук, проф. **О. Є. Пахомов**; д-р іст. наук, проф. **В. С. Савчук**; д-р іст. наук, проф. **С. І. Світленко**; акад. Академії наук ВО України, д-р фіз.- мат. наук, проф. **В. В. Скалозуб**; д-р філол. наук, проф. **Т. С. Пристайко**; д-р техн. наук, проф. **Ю. Д. Шептун**; д-р філол. наук, проф. **О.С. Токовенко**; д-р екон. наук, проф. **Н.І. Дучинська**; д-р філол. наук, проф. **І. С. Попова**; **Вятр Єжи Йозеф**, ректор Європейської школи та управління, проф. (Польща); д-р фіз.-мат. наук, проф. **Ю. Мельников** (США).

***Серія:***
**РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА**
*Випуск 24*

Дніпровський національний університет
імені Олеся Гончара

УДК 629.78

*Друкується за рішенням вченої ради*
*Дніпровського національного університету*
*імені Олеся Гончара згідно з планом видань на 2021 рік*

Випуск містить статті за результатами наукових досліджень,
виконаних у 2020–2021 рр.

Выпуск содержит статьи по результатам научных исследований,
выполненных в 2020–2021 гг.

**Редакційна колегія:**

д-р техн. наук, проф. **А. Ф. Санін** (гол. редактор), д-р. техн. наук, доц. **С. В. Алексєєнко** (заст. гол. редактора), д-р техн. наук, проф. **В. В. Авдєєв**, д-р техн. наук, проф. **С. О. Давидов**, д-р техн. наук, проф**. Н. М. Дронь**, д-р техн. наук, проф. **А. Ю. Дреус**, д-р техн. наук, проф. **Є.О. Джур**, д-р техн. наук, проф. **В. В. Ємець.**, д-р техн. наук, проф**. Н. Є. Калініна**, д-р техн. наук, проф. **Т. А. Манько**, д-р техн. наук, проф. **О. М. Петренко**, д-р техн. наук, проф. **Ю Д. Шептун**, д-р техн. наук, проф. **А. В. Кондратьєв** (Національний аерокосмічний університет "ХАІ", м. Харків**)**, д-р техн. наук, проф. **А. С. Кулик** (Національний аерокосмічний університет "ХАІ", м. Харків)**,** д-р техн. наук, проф., чл.-кор. НАН України **О. В. Пилипенко** (Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ, м. Дніпро), д-р техн. наук, проф. **С. І. Планковський** (Національний аерокосмічний університет "ХАІ", м. Харків), канд. техн. наук, доц. **О. В. Шипуль** (Національний аерокосмічний університет "ХАІ", м. Харків), д-р техн. наук, проф. **В. С Хорошилов** (ДП «КБ Південне», м. Дніпро), д-р техн. наук, проф. **С. В. Хорошилов** (Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ, м. Дніпро), д-р фіз.-мат. наук, проф. **К С Бактибєков** (Євразійський національний університет ім. Л. М. Гумільова, м. Астана, Казахстан), д-р техн. наук, проф. **О. М. Капулкін** (Ізраїльський політехнічний університет, НДІ "Техніон", м. Хайфа, Ізраїль), канд. техн. наук, проф. **О. А. Шинкаренко** (Федеральний Університет Бразилії, м. Бразиліа, Бразилія), канд. техн. наук., доц. **А М. Кулабухов** (відп. секретар).

© Дніпровський національний
університет ім. Олеся Гончара, 2021

УДК 539.4:629.7.028.4

DOI: 10.15421/452101

# EFFICIENT DESIGN OF THE FUEL CASE OF THE LV "VEGA" ORBITAL STAGE USING TOPOLOGY OPTIMIZATION

V. Shynkaruk, V. Lipovskyi

*Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, 11 Naukova street, 49010, Ukraine*

**Abstract. The development of new aircraft manufacturing technologies makes it possible to create improved designs. In the article, we have studied the design element of the fourth stage fuel compartment of the launch vehicle (LV) «Vega» — AVUM (Attitude Vernier Upper Module). This element is called a case. Its function is to connect four fuel tanks into a single fuel compartment. A new version of the design is proposed based on the analysis of load conditions of the previous research object. While designing the aircrafts there are opposite criteria which should be met. On the one hand, the design must be strong, rigid, stable and at the same time have the least weight. Additive technologies have fewer restrictions on the complexity of designed geometry than traditional ones. Modern methods of topological optimization make it possible to determine the direction of force flows in a structure. Based on this data, the optimal design is determined to take into account the requirements of working capacity and minimum weight. The combination of new technologies with topological optimization methods allows to design parts more efficiently. Currently, metal 3D printing technology is developing in the direction of reducing restrictions on produced parts dimensions. It is possible to manufacture fuel tanks up to 2400 mm in diameter using additive manufacturing technique. Therefore, the proposed design of the AVUM fuel compartment case does not change main tactical and technical characteristics of the stage. The ultimate load cases were taken according to requirements for the LV «Vega». The proposed design option is based on the previously developed solution of replacing the flat plate with a spherical bottom with holes for the tanks. The application of topological optimization is considered in this paper to create a design option with minimum mass. Topological optimization was carried out for all load cases and, based on the obtained results, a superposition of the retrieved solutions was performed. A rational design option was (modelled/generated) based on the analysis of the obtained results with consideration of the technological restrictions. The fulfilment of the strength conditions for the designed geometry was approved with verification static analysis. As a result of the topology optimization, the mass of the final design is 30% lower than for the original one.**

**Key words: ADDITIVE MANUFACTURING, NUMERICAL METHODS, METHODS OF OPTIMIZATION, TOPOLOGY OPTIMIZATION.**

# ЕФЕКТИВНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ПАЛИВНОГО ФУТЛЯРУ ОРБІТАЛЬНОГО СТУПЕНЯ РН «VEGA» З ВИКОРИСТАННЯМ МОЖЛИВОСТЕЙ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ

В.І. Шинкарук, В.І. Ліповский

*Дніпровський національний університет імені О. Гончара, Дніпро, вулиця Наукова 11, 49010, Україна*

**Анотація. Розвиток нових технологій виготовлення об'єктів літальних апаратів (ЛА) дозволяє створювати більш досконалі конструкції. У статті на прикладі аналізу роботи частини конструкції четвертої ступеня РН «Вега» AVUM (Attitude Vernier Upper Module) запропонований варіант конструкції кріплення баків. Цей елемент називається футляром і функціонально він виконує роль установки і з'єднання паливних баків в єдиний паливний відсік. На підставі аналізу роботи зазначеного об'єкта запропоновано новий варіант конструкції. При проектуванні конструкцій ЛА завжди необхідно виконувати протилежні вимоги. Конструкції з одного боку повинні бути міцними, жорсткими, стійкими і одночасно мати меншу вагу. Сучасні адитивні технології мають менше обмежень на складність геометрії форми ніж традиційні. Крім цього методи топологічної оптимізації конструкції дозволяють визначити напрямок силових потоків в конструкції, на підставі чого, отримати оптимальну конструкцію з урахуванням вимог працездатності і мінімуму ваги. Спільне використання нових технологій з методами топологічної оптимізації дозволяє здійснювати ефективне проектування елементів конструкцій. В даний час технологія 3D друку з металу частково подолала обмеження на розміри друкованих деталей. Можливо виготовлення паливних баків діаметром до 2400 мм, тому в процесі пошуку нового варіанту конструкції футляру паливного відсіку AVUM основні тактико-технічні характеристики ступені залишилися незмінними. Розрахункові випадки навантаження взяті з вимог до РН «Вега». Розробка варіанта конструкції заснована на запропонованому**

© V. Shynkaruk, V. Lipovskyi

**авторами раніше конструктивному рішенні заміни плоскої пластини кріплення паливних баків сферичним днищем з отворами під баки. У даній роботі розглядається використання топологічної оптимізації для отримання варіанта конструкції з меншою масою. Для всіх розрахункових випадків проведено топологічну оптимізацію, ґрунтуючись на результатах якої виконана суперпозиція отриманих рішень. Базуючись на аналізі результатів і обліку технологічних обмежень виконано конструкторське доопрацювання і змодельована раціональна конструкція футляру. Виконання умов міцності для спроектованої конструкції підтверджено перевірочними розрахунками. За рахунок застосування топологічної оптимізації виконано зменшення ваги вихідної конструкції на 30%.**
**Ключові слова: АДИТИВНІ ТЕХНОЛОГІЇ, , ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ, МЕТОДИ ОПТИМІЗАЦІЇ, ТОПОЛОГІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ.**

# ЭФФЕКТИВНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТОПЛИВНОГО ФУТЛЯРА ОРБИТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ РН «VEGA» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

В.И. Шинкарук, В.И. Липовский

*Днепровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, улица Наукова 11, 49010, Украина*

**Аннотация. Развитие новых технологий изготовления объектов летательных аппаратов (ЛА) позволяет создавать более совершенные конструкции. В статье на примере анализа работы части конструкции четвертой ступени РН «Вега» AVUM (Attitude Vernier Upper Module) предложен вариант конструкции крепления баков. Этот элемент называется футляром и функционально он исполняет роль установки и соединения топливных баков в единый топливный отсек. На основании анализа работы указанного объекта предложен новый вариант конструкции. При проектировании конструкций ЛА всегда необходимо выполнять противоположные требования. Конструкции с одной стороны должны быть прочными, жесткими, устойчивыми и одновременно иметь наименьший вес. Современные аддитивные технологии имеют меньше ограничений на сложность геометрии формы чем традиционные. Кроме этого методы топологической оптимизации конструкции позволяют определить направление силовых потоков в конструкции, на основании чего, получить оптимальную конструкцию с учетом требований работоспособности и минимума веса. Совместное использование новых технологий с методами топологической оптимизации позволяет осуществлять эффективное проектирование элементов конструкций. В настоящее время технология 3D печати из металла частично преодолела ограничения на размеры печатаемых деталей. Возможно изготовление топливных баков диаметром до 2400 мм, поэтому в процессе поиска нового варианта конструкции футляра топливного отсека AVUM основные тактико-технические характеристики ступени остались неизменными. Расчетные случаи нагружения взяты из требований к РН «Вега». Разработка варианта конструкции основана на предложенном авторами ранее конструктивном решении замены плоской пластины крепления топливных баков сферическим днищем с отверстиями под баки. В настоящей работе рассматривается использование топологической оптимизации для получения варианта конструкции с меньшей массой. Для всех расчетных случаев проведено топологическую оптимизацию, основываясь на результатах которой выполнена суперпозиция полученных решений. Базируясь на анализе результатов и учете технологических ограничений выполнена конструкторская доработка и смоделирована рациональная конструкция футляра. Выполнение условий прочности для спроектированной конструкции подтверждено проверочными расчетами. За счет применения топологической оптимизации выполнено уменьшение веса исходной конструкции на 30%.**
**Ключевые слова: АДДИТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, МЕТОДЫ ОПТИМИЗАЦИИ, ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ.**

## Introduction

The development of modern technologies always leads to the emergence of new design solutions that provide new qualities and improve properties of the designed aircraft products. The use of additive technologies in the process of manufacturing of the aircraft structural elements makes it possible to realize products with a higher specific strength and stiffness. The main criteria for evaluating the optimality of the aerospace industry products are in contradiction. It is necessary to ensure the minimum weight of the design with sufficient strength, rigidity and stability throughout the entire life cycle of the product. The solution quality of this problem depends on the level of development and availability of production

technologies, materials used and chosen mathematical model [1, 2, 3, 4].

Currently, metal 3D printing technology has partially overcome the restrictions on the size of printed parts. Leading aerospace companies in the United States such as Lockheed Martin, DARPA, Boeing use the EBAM 300 3D printer from the American company Sciaky. At the moment EBAM 300 is considered to be the largest 3D printer for metal printing: maximum assembly area reaches 6x1.4x1.37 m. Note that the use of EBAM printers makes it possible to print spherical metal fuel tanks for spacecraft with a diameter of up to 2440 mm, and the build-up rate can reach 10 kg per hour [5]. New technological approaches in combination with topological design optimization methods, introduce great opportunities for the development of new design options.

**Formulation of the research problem**

The object of the study is the fuel compartment case of the launch vehicle (LV) "Vega" orbital stage, which holds the tanks forming a single part. The sketch of the stage fuel compartment and dimensions are shown in fig. 1, and the initial data according to [6]. The original AVUM fuel tank installation is based on the use of a flat plate for fuel tanks fixing.

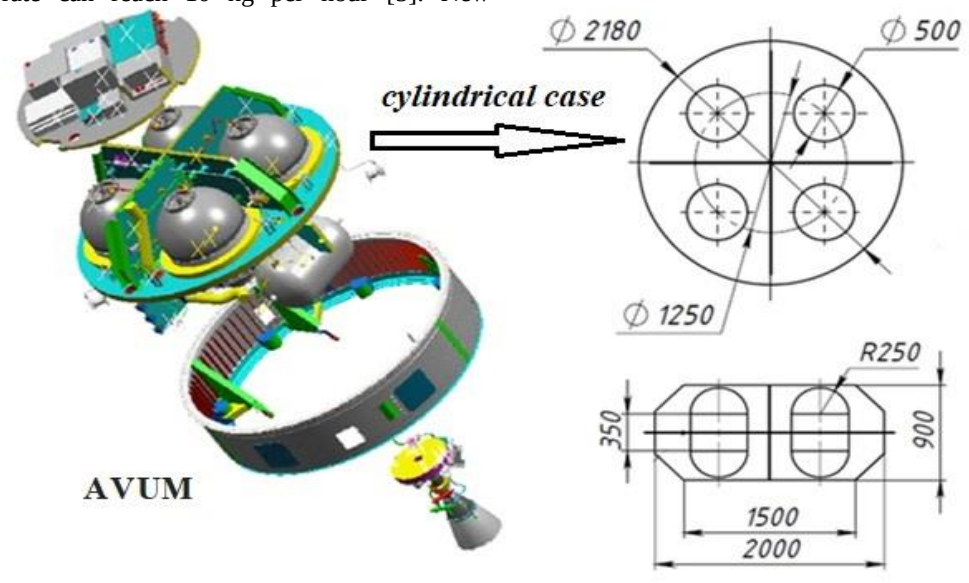



**Figure 1 – Layout of the LV «Vega» orbital stage and dimensions of the fuel tanks attachment structure case**

In [7], it was proposed to replace the plate with a spherical bottom. The design of the spherical bottom has the following parameters: radius of curvature is 1.25 m, shell thickness is 2 mm, diameter of the holes for the installation of spherical tanks is 0.325 m, the angle between the axis of the hole and axis of symmetry is 31 degrees. The previous design solution was based on the stamping manufacturing technology. Since it is currently possible to implement metal 3D printing, a more efficient design for installing fuel tanks can be obtained using topological optimization. The article describes the spherical bottom efficient design using topology optimization methods and analyzes changes in its mass properties. The proposed design option of the AVUM fuel compartment case does not change main tactical and technical characteristics of the stage. The ultimate load cases are taken according to requirements for the LV «Vega». The material of the case is Aluminum alloy AMg6M. Basic design mechanical and physical properties

- density - 2640 kg / m3;
- ultimate strength - 330 MPa;

- yield strength - 165 MPa;
- Poisson's ratio – 0.33;
- modulus of elasticity - 68000 MPa;
- maximum elongation 15%.

**Load cases.** All static calculations are performed according to the corresponding loads to LV “Vega”. Considered three load cases: - a case with the maximum longitudinal overload along the Y axis, equal to $n_y = 5.2$; - a case with maximum lateral overload along the X axis, equal to $n_x = 1.5$; - a case of maximum lateral overload along the Z axis, $n_z = 1.5$. The weight of each fuel tank is replaced by a force equal to 1950 N. The magnitude and direction of this force are taken according to the magnitude and direction of the overloads in each load case.

**Solution of the problem**

**Analysis of the original design.**

Static strength analysis of the original fuel tanks attachment design for all load cases was performed by numerical simulation methods using the CAE system - ANSYS [8]. The finite element model and the free-body diagram of the bottom for the case of maximum longitudinal overload are presented in fig. 2. The number of model elements is 163,886, the number of nodes is 344,836. Type of elements in the model is a tetrahedron.

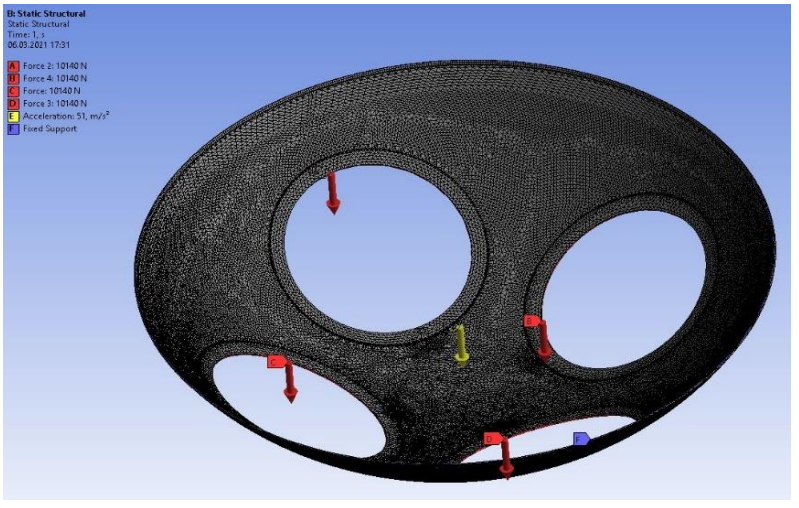



**Figure 2 – Finite element model and free-body diagram**

As a result of finite element analysis, distributions of Total Deformations and Equivalent (von Mises) Stresses in the spherical bottom were obtained for the case of maximum longitudinal overload along Y axis (see fig. 3a, 3b).

The spherical bottom is an axisymmetric design. Load cases of lateral loading in the X and Z directions have identical values of force factors and differ only in the direction of the action vector. The obtained pictures of stress and strain distribution for these load cases are similar and rotated relative to each other by 90 degrees around the bottom axis of symmetry.

The distributions of Total Deformations and Equivalent (von Mises) Stresses in the spherical bottom for the case of maximum lateral overload along X axis are shown in the fig. 4a, 4b.

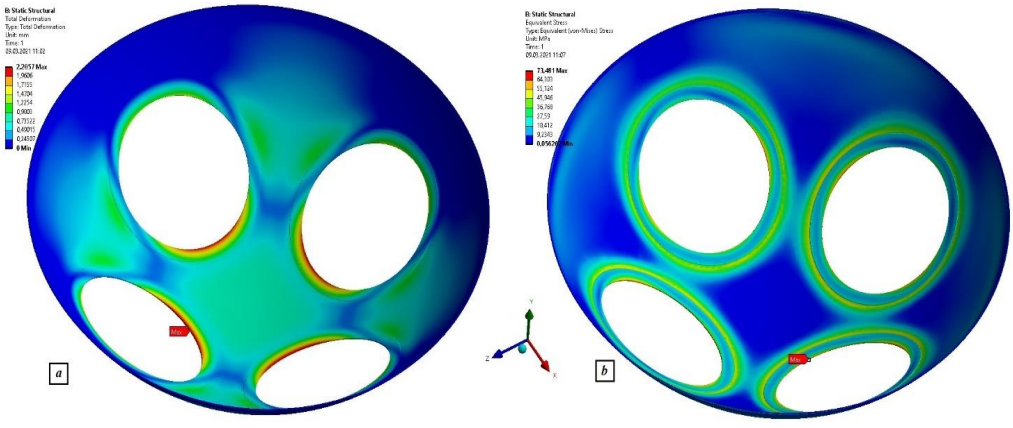



**Figure 3 - Results of calculations under maximum longitudinal overload**

*a - the distribution of Total Deformation; b - the distribution of Equivalent (von Mises) Stress*

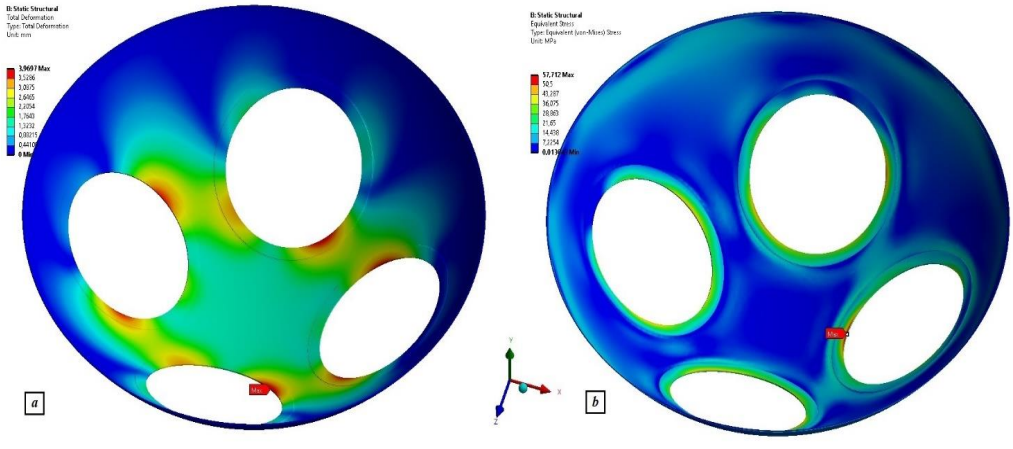



**Figure 4 - Results of calculations under maximum lateral overload**

*a - the distribution of Total Deformation; b - the distribution of Equivalent (von Mises) Stress*

The original design meets the strength requirements for all load cases of the LV «Vega». Moreover, the minimum margin of safety is greater than 2.2, and more than 70% of the shell have a margin of safety greater than 9.

The summary data of the calculation results are presented in Table 1.

**Table 1 – Static stress analysis results of the original design option**

| Parameter | Load case 1 - longitudinal overload $n_y$ | Load case 2 - lateral overload $n_x$ | Load case 3 - lateral overload $n_z$ |
|---|---|---|---|
| Maximum von Mises equivalent stress, MPa | 73,481 | 57,712 | 57,712 |
| Margin of Safety | 2,245 | 2,859 | 2,859 |
| The maximum value of the Total Deformation, mm | 2,205 | 3,969 | 3,969 |
| Weight, kg | 22,5 | | |

**Topological optimization and post-processing of results.**

Rational redistribution of material in the body of the structure was determined by Topology Optimization tool [8]. Based on this data original design was modified by removing material from areas with low stresses and adding to areas with high stresses. Redistribution of the material is carried out to ensure the condition of minimum weight with maximum rigidity. The result of topological optimization also meets technological restrictions — the contact areas are excluded from the optimization area.

The case of minimum longitudinal overload is shown in the fig. 5a while the case of the maximum lateral overload is shown in the fig. 5b.

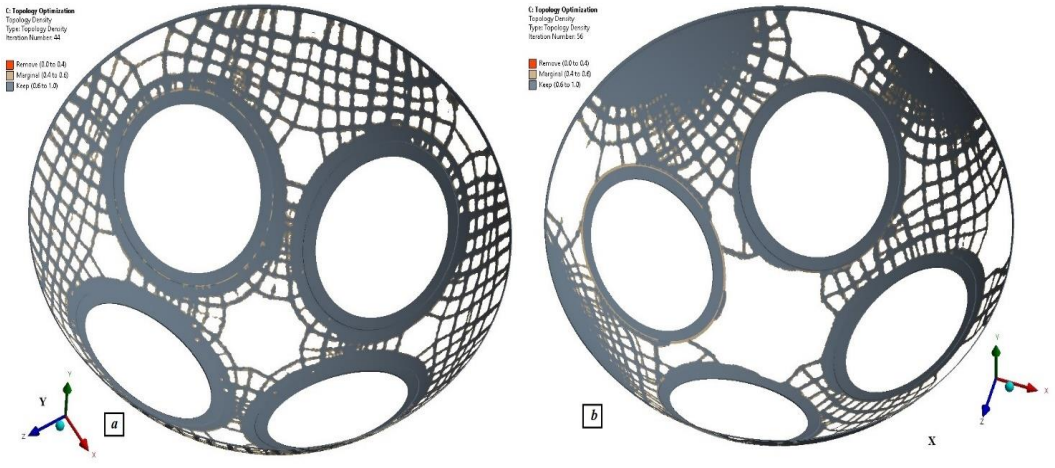



**Figure 5 - Results of topological optimization of the original design:**

*a) - for the case of longitudinal overload action $n_y$; b) - for the case of lateral overload action $n_x$*

The results of topology optimization for lateral load cases $n_x$ and $n_z$ are similar. The design revision was made based on the calculation results analysis and taking into account the technological restrictions. The rational design of the case was modeled using a CAD system. Geometry post-processing is performed by overlaying the results of topological optimization for all load cases. An efficient design was created by adding material in the areas of the models intersection using the SpaceClaim tool geometry methods. The design of the spherical bottom for attaching fuel tanks after the post-processing of geometry is shown in the fig. 6.

**Strength analysis of the created structure**

A static analysis of the final design was performed for all load cases. The distributions of Total Deformations and Equivalent (von Mises) Stresses in the spherical bottom were obtained as a result of finite element analysis.

The case of maximum longitudinal overload is shown in the fig. 7 while longitudinal overload is shown in the fig. 8. The calculation results for combined action of all loads from the considered three load cases are shown in the fig. 9.

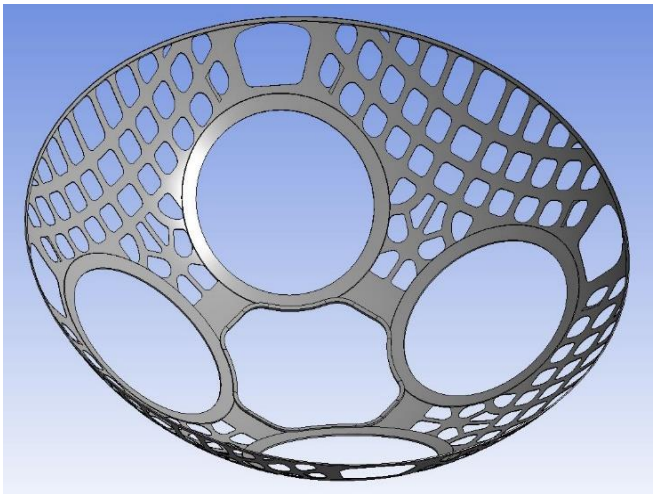
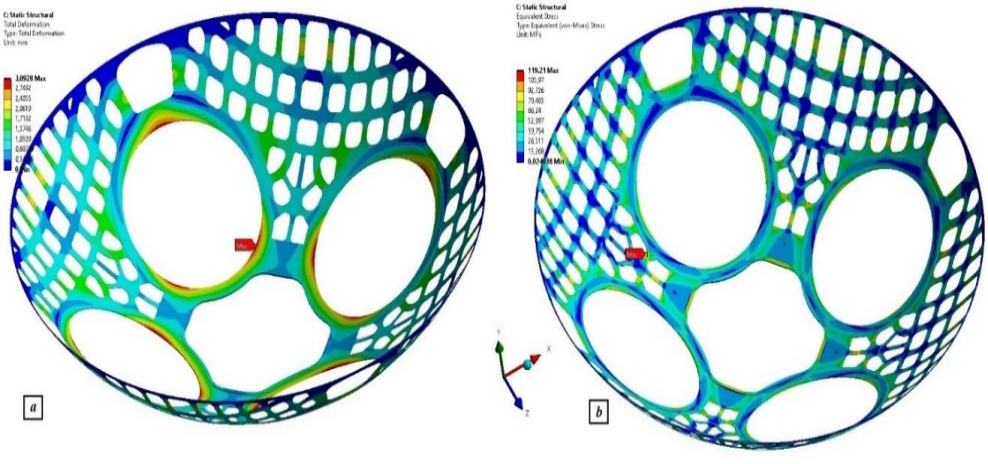
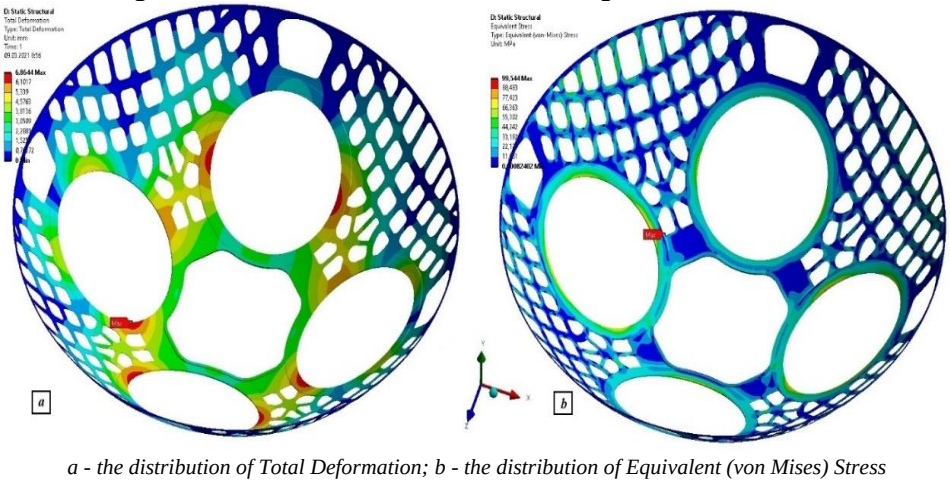


**Figure 6 - Model of the fuel tanks attachment structure «case» after processing**



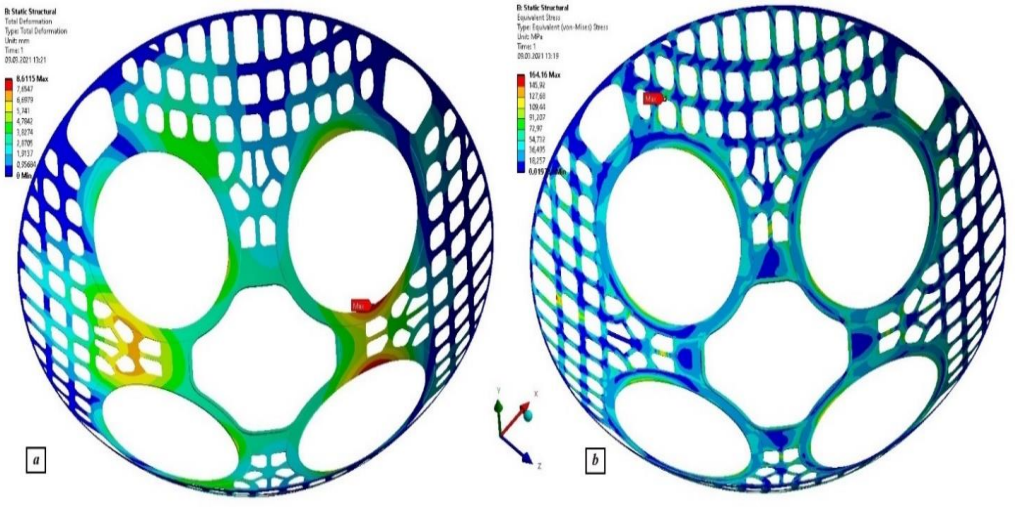

*a - the distribution of Total Deformation; b - the distribution of Equivalent (von Mises) Stress*

**Figure 7 - Calculation results for the case of longitudinal overload action**




*a - the distribution of Total Deformation; b - the distribution of Equivalent (von Mises) Stress*

**Figure 8 - Calculation results for the case of lateral overload action**




*a - the distribution of Total Deformation; b - the distribution of Equivalent (von Mises) Stress*

**Figure 9 - Calculation results for the case of summary loading**

The presented design solution for the fuel tanks attachment design meets all the strength requirements and is 32.5% lighter than the original design.

The summary data of the calculation results are presented in Table 2

**Table 2 - Static stress analysis results of the obtained design option**

| Parameter | Load case 1- longitudinal overload $n_y$ | Load case 2- transverse overload $n_x$ | Load case 3- transverse overload $n_z$ | Loading by the sum of three load cases |
|---|---|---|---|---|
| Maximum von Mises equivalent stress, MPa | 119,21 | 99,561 | 99,561 | 164,16 |
| Safety factor | 1,384 | 1,657 | 1,657 | 1,005 |
| The maximum value of the total deformation, mm | 3,092 | 6,862 | 6,862 | 8,611 |
| Weight, kg | 15,2 | | | |

## Scientific novelty

In the article for the first time was proposed the fuel tanks attachment design for the 4th stage of the AVUM LV «Vega» based on the efficient design obtained using methods of topology optimization.

## Conclusions

The analysis of the presented results leads to the following conclusions:

1. The development of production technologies is the foundation for emergence of new design solutions, for development of calculation algorithms and for improvement of analysis methods of absolutely any design in any load conditions.

2. The use of the most modern methods of numerical analysis in the aerospace industry makes it possible to achieve an excellent result in enhancing manufacturability of designs and improving their efficiency due to a significant reduction in weight.

3. Efficient design using topology optimization possibilities and additive

technologies allowed to reduce the weight of the orbital stage fuel tanks attachment case structure of the LV «Vega» by 32.5%

## Bibliographic references


1. Introduction to Additive Manufacturing Technology: A guide for Designer and Engineers (Brochure). 3rd Edition. EPMA. URL: https://www.epma.com/epma-free-publications/product/download/file_id-12489 (date of the application: 21.02.2021);
2. Близниченко В.В., Джур Є.О., Краснікова Р.Д., Кучма Л.Д., Линник А.К. та ін. Проектування і конструкція ракет-носіїв. Д.: Вид-во ДНУ, 2007. 504 с.
3. Гузь А.Н., Макаренков А.Г., Чернышенко И.С. Прочность конструкций. М.: Машиностроение, 1980. 244 с.
4. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. М.: Машиностроение, 1985. 343 с.
5. The EBAM® 300 Series Produces the Largest 3D Printed Metal Parts & Prototypes in the Additive Manufacturing Market
6. URL: https://www.sciaky.com/largest-metal-3d-printer-available (date of the application: 06.03.2021);
7. Vega User's Manual /Arianespace, Issue 4- Revision 0, April 2014.- 222p. URL: https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2018/05/Vega-Users-Manual_Issue-04_April-2014.pdf (date of the application: 10.03.2021);
8. Липовський В.И., Линник А.К., Шинкарук В.И. Оптимизация «кейса» топливного отсека орбитальной ступени РН «Вега» // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. Науков. Праць. – Д.: Ліра, 2017. - Т.XXII. – С.78-90;
9. Guide to ANSYS Programmable Features, ANSYS Inc., Canonsburg, PA, January, 2018.


*Received by the Editorial Board on March 15, 2021.*

## Information about the authors

Shynkaruk Vladyslav Ivanovich, Ukraine.
Oles Honchar Dnipro National University
Post-graduate student
Area of interest – mechanics of deformed solid

Lipovskyi Volodymyr Ivanovich, Ukraine.
Oles Honchar Dnipro National University.
Associate Professor of the Department of Design and Construction.
Ph.D. in Physics and Mathematics
Area of interest – mechanics of deformed solid

УДК 532.529.5; 629.78.085.2

DOI: 10.15421/452102

# СНИЖЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО И СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОБЪЕКТЫ НАЗЕМНОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Р.А. Мочёнов, А.В. Сотниченко, Г.М. Иваницкий, М.П. Сало, О.А. Брижак

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр*

**Аннотация. В большинстве современных стартовых комплексов ракет космического назначения для защиты от оплавления поверхностей, испытывающих непосредственное воздействие высокотемпературных газовых струй, используются системы водоподачи. На сегодняшний день единственным возможным способом теоретического исследования процессов взаимодействия сверхзвуковой струи двигательной установки со струями воды, испускаемыми коллектором системы водоподачи, является численное моделирование. Для исследования температурного и силового нагружения поверхностей, находящихся под воздействием сверхзвуковых струй двигательной установки, было проведено численное моделирование газодинамических процессов, происходящих в газоходе в момент старта ракеты космического назначения. Были рассмотрены два варианта, с подачей воды и без неё. В качестве расчётной модели был выбран газоход ракеты космического назначения «Антарес». В основе математической модели лежат уравнения динамики двухфазной среды. При этом течение газа описывается трёхмерными уравнениями Навье-Стокса, а моделирование капель воды проведено с использованием траекторного подхода Лагранжа. Исследования выполнены в коммерческом коде ANSYS Fluent. В результате проведённого численного эксперимента были получены данные относительно эффективности снижения теплового и силового воздействия сверхзвуковых струй двигательной установки на конструкцию газохода при использовании системы водоподачи. По итогам проведённых исследований сформулированы основные рекомендации, которые могут быть полезными при разработке и оптимизации систем водоподачи наземных комплексов ракет космического назначения.**

**Ключевые слова*:* СИСТЕМА ВОДОПОДАЧИ, СВЕРХЗВУКОВАЯ СТРУЯ, ГАЗООТРАЖАТЕЛЬ, ИСПАРЕНИЕ, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, ПОДХОД ЛАГРАНЖА, ANSYS FLUENT.**

# ЗНИЖЕННЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО І СИЛОВОГО ВПЛИВУ НАДЗВУКОВИХ СТРУМЕНІВ РАКЕТНОГО ДВИГУНА НА ОБ'ЄКТИ НАЗЕМНОГО ТЕХНОЛОГІЧНОГО ОБЛАДНАННЯ

Р.О. Мочонов, О.В. Сотніченко, Г.М. Іваницький, М.П. Сало, О.О. Брижак

*Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро*

**Анотація. У більшості сучасних стартових комплексів ракет космічного призначення для захисту від оплавлення поверхонь, що зазнають безпосереднього впливу високотемпературних газових струменів, використовуються системи водоподачі. На сьогоднішній день єдиним можливим способом теоретичного дослідження процесів взаємодії надзвукового струменя двигунної установки зі струменями води, що розбризкуються коллектором системи водоподачі, є чисельне моделювання. Для дослідження температурного і теплового навантаження поверхонь, що знаходяться під впливом надзвукових струменів двигунної установки, було проведено чисельне моделювання газодинамічних процесів, що відбуваються в газоході в момент старту ракети космічного призначення. Були розглянуті два варіанти, з подачею води і без неї. В якості розрахункової моделі був обраний газохід ракети космічного призначення «Антарес». В основі математичної моделі лежать рівняння динаміки двофазного середовища. При цьому течія газу описується тривимірними рівняннями Нав'є-Стокса, а моделювання крапель води проведено з використанням траекторного підходу Лагранжа. Дослідження виконувались в комерційному коді ANSYS Fluent. В результаті проведеного чисельного експерименту були отримані дані щодо ефективності зниження теплового і силового впливу надзвукових струменів двигунної установки на конструкцію газоходу при використанні системи водоподачі. За підсумками проведених досліджень сформульовано основні рекомендації, які можуть бути корисними при розробці та оптимізації систем водоподачі наземних комплексів ракет космічного призначення.**

**Ключові слова: СИСТЕМА ВОДОПОДАЧІ, НАДЗВУКОВИЙ СТРУМІНЬ, ГАЗОВІДБИВАЧ, ВИПАРОВУВАННЯ, ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ, ПІДХІД ЛАГРАНЖА, ANSYS FLUENT.**



© Р.А. Мочёнов, А.В. Сотниченко, Г.М. Иваницкий, М.П. Сало, О.А. Брижак

# REDUCTION OF THE TEMPERATURE AND FORCE IMPACT OF SUPERSONIC JETS OF A ROCKET ENGINE ON OBJECTS OF GROUND TECHNOLOGICAL EQUIPMENT

R. Mochonov, A. Sotnichenko, H. Ivanytskyi, M. Salo, O. Brizhak
*Yuzhnoye State Design Office, Dnepr*

**Abstract. To prevent surfaces flowing under direct impact of high-temperature gas jets, the majority of up-to-date launch complexes of integrated launch vehicles (ILV) apply water feed systems. Nowadays the only feasible way of theoretical research of interaction of propulsion systems supersonic jets with water jets from water feed system headers is numerical simulation. To investigate thermal and force load on surfaces under impact of supersonic jets from propulsion system we carried out numerical simulation of gas-dynamic process in gas duct during integrated launch vehicle takeoff. We investigated the two options, with and without water feed. We took the Antares ILV gas duct as a prototype. Our mathematical model is based on the two-phase medium dynamics equations. At this, the gas flow is described by the three-dimensional Navier-Stokes equations, and at simulation of water drops we applied Lagrange trajectory approach. The research was done in commercial code ANSYS Fluent. As a result of the numerical experiment we got data on efficiency of reduction of thermal and force impact of propulsion system supersonic jets on gas duct structure at use of water feed system. Based on the research we worked out the key recommendations that might be of use at design and optimization of water feed systems of ILV ground complexes.**

**Keywords: SUPPLY WATER SYSTEM, SUPERSONIC JET, FLAME DEFLECTOR, EVAPORATION, NUMERICAL SIMULATION, LAGRANGE APPROACH, ANSYS FLUENT.**

## Введение

При старте ракет космического назначения (РКН) элементы конструкций стартовых комплексов (СК) подвергаются значительному температурному и силовому воздействию сверхзвуковых струй ракетных двигателей (РД). Особенно сильное воздействие наблюдается в зоне газоотражателя (ГО), который подвержен прямому контакту со сверхзвуковыми струями на протяжении нескольких секунд. Здесь реализуются значения температуры порядка 3300 – 3700 К, давления – 8 – 15 атм и тепловых потоков – до 3 – 5 кВт/см2. В подобных условиях наблюдается стремительное оплавление, а также значительный эрозионный унос материала поверхности ГО. Для решения данной проблемы практически на всех современных СК РКН (особенно тяжелого и среднего класса) успешно применяется система водоподачи (СВ).

Эффект от работы СВ достигается введением воды в слой смешения сверхзвуковой струи, что позволяет снизить её температуру вниз по потоку за счёт интенсивного испарения. Следует отметить, что сверхзвуковая струя является мощнейшим источником излучения не только в тепловом, но и акустическом диапазонах. Поэтому в общем случае применение СВ может решать одновременно две задачи, одна из которых защита ГО и покрытия газохода от воздействия высокотемпературного газового потока, а вторая – защита хвостовой части и полезной нагрузки РКН от вторичного ударно-волнового и акустического воздействия.

Несмотря на широкое распространение СВ, их практическое проектирование на сегодняшний день связано с рядом затруднений. Физический механизм взаимодействия сверхзвуковых струй с водой сам по себе очень сложен и достаточно плохо изучен. Исследования в этой области затруднены тем, что классическая теория подобия оказывается бессильной, из-за невозможности соблюдения основных существующих критериев для всего комплекса физических процессов. Применение численного моделирования является единственным способом теоретического изучения, но также встречает ряд проблем. Среди них можно отметить проблемы, связанные с большой размерностью задачи [5] и сложностью вычислительных алгоритмов. Поэтому на сегодняшний день существуют лишь некоторые работы в этом направлении [1, 7, 10, 17, 19, 21, 27 – 30]. Анализ этих работ позволяет сделать вывод о том, что внимание исследователей сосредоточено в основном на изучении

вопросов, связанных со снижением акустического воздействия на СК и РКН. При этом вопросы снижения силовых и тепловых нагрузок на конструкцию СК при работе СВ [2, 5] практически не рассматриваются.

Собственные исследования в этой области были выполнены ГП «КБ «Южное» в рамках разработки проекта «Циклон-4М». Толчком к исследованиям послужил тот факт, что на проектируемом для РН «Циклон-4М» стартовом сооружении предусматривалось проведение огневых испытаний 1-й ступени. Стоит отметить, что в последнее время проведение огневых испытаний на стартовом сооружении (предназначенном для штатных пусков) получило широкое распространение в мировой практике (РКН «Antares», РКН «Falcon»). При огневых испытаниях воздействие сверхзвуковых струй является более длительным, чем при штатном пуске РКН (время проведения испытаний до 30 с). Это обстоятельство требует применения действительно высокоэффективной СВ, способной длительное время снижать тепловые нагрузки к допустимым температурным пределам конструкционных материалов.

Поэтому, первостепенной задачей выполненных исследований являлось проведение численного эксперимента, направленного на оценку эффективности СВ в плане снижения температурного и силового воздействия, а также получение качественной картины взаимодействия сверхзвуковых струй с водой.

**Постановка задачи исследований**

Математическая модель основана на подходе Эйлера-Лагранжа и реализует двухстороннюю связь между газовой (непрерывной) и жидкой (дискретной) фазами. При этом газовая фаза рассматривается как непрерывная среда, а жидкая, капельная фаза является разбавленной и представляет собой набор пробных дискретных частиц, моделирующих поведение полного набора частиц. Поскольку жидкая фаза считается достаточно разбавленной взаимодействие частиц между собой в результате неупругих столкновений не учитывается. Газовая фаза представляет собой сжимаемую многокомпонентную смесь продуктов сгорания, подчиняющуюся уравнению состояния идеального газа и моделируется путем решения системы уравнений Навье-Стокса, в то время как траектории движения отдельных частиц (капель) жидкой фазы определяются из решения обыкновенных дифференциальных уравнений. Двухсторонняя связь, позволяющая описать обмен импульсом, теплом и массой между фазами, реализуется введением источниковых членов в исходную систему уравнений непрерывной фазы. Уравнения сохранения массы, импульса, энергии и переноса массовой доли компонентов смеси для газовой фазы выглядят следующим образом

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v}) = M_{DPM}\,; \qquad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \vec{v}}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v}\vec{v}) = F_{DPM} - \nabla p + \rho \vec{g} + \\ + \nabla \cdot \mu \left[ (\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right]; \qquad (2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \nabla\big(\vec{v}(\rho E + p)\big) = Q_{DPM} - \\ -\nabla \left( k_{eff} \nabla T - \sum_i h_i \vec{J}_i + \left(\bar{\bar{\tau}}_{eff} \cdot \vec{v}\right) \right); \qquad (3)$$

$$\frac{\partial \rho Y_i}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v} Y_i) = M_{DPM} - \nabla \vec{J}_i, \qquad (4)$$

где $\rho$ – плотность;

$\vec{v}$ – скорость;

$p$ – статическое давление;

$E = h - (p/\rho) + (v^2/2)$ – полная энергия элементарного объёма;

$h$ – энтальпия;

$\vec{g}$ – гравитационное ускорение;

$\mu$ – молекулярная вязкость;

$I$ – единичный тензор;

$k_{eff}$ – эффективная теплопроводность;

$\vec{J}$ – диффузионный поток компонента смеси;

$Y_i$ – массовая доля компонента смеси;

$\bar{\bar{\tau}}_{eff}$ – тензор вязких напряжений;

$M_{DPM}, F_{DPM}, Q_{DPM}$ – источниковые члены дискретной фазы.

Плотность газовой фазы в элементарном объёме рассчитывается как $\rho = p/(RT\sum_i Y_i/M_i)$, а энтальпия смеси – $h = \sum_i Y_i h_i$.

Для расчёта турбулентной вязкости используется двухпараметрическая модель турбулентности Ментера, *k-w SST* [15], согласно которой турбулентная вязкость определяется зависимостью

$$\mu_t = \frac{\rho k}{w} \cdot \frac{1}{max\left[1, \frac{SF_2}{0{,}31w}\right]}, \qquad (5)$$

где $k$ – кинетическая энергия турбулентности;

$w$ – удельная скорость диссипации турбулентности;

$S$ – скорость деформации;

$F_2 = tanh\left(max\left[2\sqrt{k}/0{,}09wy, 500\mu/\rho y^2 w\right]^2\right)$ – модельная функция.

Кинетическая энергия и удельная скорость диссипации турбулентности в каждом контрольном объёме определяются из решения двух уравнений переноса

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \\ = \frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_i}\right] + G_k - Y_k; \qquad (6)$$

$$\frac{\partial \rho w}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho w u_i) = \\ = \frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_w}\right)\frac{\partial w}{\partial x_i}\right] + G_w - Y_w, \qquad (7)$$

где $\sigma_k, \sigma_w$ – турбулентные числа Прандтля для $k$ и $w$;

$G_k, G_w$ – члены генерации $k$ и $w$;

$Y_k, Y_w$ – члены диссипации $k$ и $w$.

Выражения для членов $G_k, G_w, Y_k, Y_w$, а также константы модели подробно описаны в [15].

Источниковые члены дискретной фазы записываются следующим образом

$$M_{DPM} = \frac{\Delta m_p}{\Delta m_{p,0}} \dot{m}_{p,0}; \qquad (8)$$

$$F_{DPM} = \sum \left(\frac{u_p - u}{\tau_r}\right) \dot{m}_p \Delta t; \qquad (9)$$

$$Q_{DPM} = \frac{\dot{m}_{p,0}}{m_{p,0}}\left[\left(m_{p,in} - m_{p,out}\right)h_{fg} - \\ - m_{p,out}\int_{T_{ref}}^{T_p^{out}} C_p dT + \\ + m_{p,out}\int_{T_{ref}}^{T_p^{in}} C_p dT\right], \qquad (10)$$

где $\dot{m}_{p,0}$ – начальный массовый расход капель дискретной фазы;

$m_{p,0}$ – начальная масса капель;

$m_{p,in}, m_{p,out}$ – масса капли на входе и выходе контрольного объёма;

$u_p$ – скорость капли в контрольном объёме;

$u$ – скорость непрерывной фазы в контрольном объёме;

$\tau_r$ – время релаксации капли;

$\Delta t$ – временной шаг;

$C_p$ – теплоёмкость капли;

$T_p^{in}, T_p^{out}$ – температура капли на входе и выходе контрольного объёма;

$T_{ref}$ – референтная температура для энтальпии при нормальных условиях;

$h_{fg}$ – теплота фазового перехода.

Время релаксации капли согласно [8] задается выражением

$$\tau_r = \frac{\rho_p d_p^2}{18\mu} \cdot \frac{24}{C_D Re_d}, \qquad (11)$$

где $\rho_p$ – плотность капли;

$d_p$ – диаметр капли;

$Re_d = \rho d_p \left|\overrightarrow{u_p} - \vec{u}\right|/\mu$ – критерий Рейнольдса, основанный на относительной скорости фаз и диаметре капли;

$C_D$ – коэффициент межфазного обмена импульсом.

Коэффициент межфазного обмена импульсом $C_D$ использует динамический закон сопротивления (*Dynamic Drag*), учитывающий деформацию капель при их движении в непрерывной среде. Капля, первоначально имеющая сферическую форму, заметно искажается при больших числах Вебера и приобретает дискообразную форму с более высоким коэффициентом сопротивления.

Динамическая модель учитывает эффект искажения капли, линейно изменяя сопротивление от значений присущих сферической форме до значений, соответствующих диску. Для сферической формы [14] коэффициент $C_D = C_{D,sphere}$ и определяется как

$$C_{D,sphere} = \begin{cases} 0{,}424, & Re_d > 1000 \\ \frac{24}{Re_d}\left(1 + \frac{1}{6}{Re_d}^{2/3}\right), & Re_d \leq 1000. \end{cases} \quad (12)$$

Эффект деформации учитывается выражением

$$C_D = C_{D,sphere}(1 + 2{,}632y), \quad (13)$$

где $y$ – коэффициент деформации капли.

При $y = 0$ капля является сферической, при $y = 1$ будет получен коэффициент $C_D$ соответствующий диску.

Уравнение для коэффициента деформации капли основано на колебательной аналогии Тейлора для вторичного распада капель (модель распада *TAB* [26]) и выглядит как

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{C_f}{C_b}\frac{\rho_g}{\rho_l}\frac{u^2}{r^2} - \frac{C_k\sigma}{\rho_l r^3}y - \frac{C_d\mu_l}{\rho_l r^2}\frac{dy}{dt}, \quad (14)$$

где $\rho_l$ – плотность капли;

$\rho_g$ – плотность непрерывной фазы;

$u$ – относительная скорость капли;

$r$ – радиус исходной капли;

$\sigma$ – поверхностное натяжение капли;

$\mu_l$ – вязкость капли.

Значения для безразмерных констант $C_f = 0{,}33$, $C_d = 5$ и $C_k = 8$ были выбраны в соответствии с экспериментальными и теоретическими данными, приведенными в [12]. Значение константы $C_b = 0{,}5$ предполагает, что, когда деформация капли превышает половину её радиуса, происходит разрушение.

Уравнение движения для отдельной капли жидкой фазы имеет вид

$$\frac{d\vec{u}_p}{dt} = \left[\frac{18\mu}{\rho_p d_p^2}\cdot\frac{C_D Re_d}{24}\left(\vec{u}_p - \vec{u}\right)\right] + \frac{\vec{g}\left(\rho_p - \rho\right)}{\rho_p}, \quad (15)$$

Тепломассообмен капель с непрерывной фазой условно разделен на три зоны: инертного нагрева (без массообмена), испарения и кипения. Для каждой зоны определен соответствующий закон, а переход между ними осуществляется исходя из текущей температуры капли.

Уравнение теплового баланса капли в зоне инертного нагрева при условии $T_{p,0} \leq T_p < T_{vap}$ записывается как

$$m_p C_p \frac{dT_p}{dt} = hA_p\left(T_\infty - T_p\right), \quad (16)$$

где $m_p$ – масса капли;

$C_p$ – теплоёмкость капли;

$T_p$ – температура капли;

$T_{p,0}$ – начальная температура капли;

$T_{vap}$ – температура испарения капли;

$h$ – коэффициент теплоотдачи капли;

$A_p$ – площадь поверхности капли;

$T_\infty$ – локальная температура газовой фазы в ячейке.

Коэффициент теплоотдачи $h$ определяется на основе корреляции Ранза-Маршалла [22, 23]

$$Nu = \frac{hd_p}{k_\infty} = 2 + 0{,}6Re_d^{1/2}Pr^{1/3}, \quad (17)$$

где $k_\infty$ – теплопроводность газовой фазы;

$Pr = C_p\mu/k_\infty$ – число Прандтля для газовой фазы.

Зона испарения характеризуется конвективно-диффузионным механизмом массообмена и ограничена условием $T_{vap} \leq T_p < T_{bp}$. Массовый расход испарения определяется соотношением, полученным в работах Миллера [16] и Сажина [25]

$$\frac{dm_p}{dt} = k_c A_p \rho ln(1 + B_m), \quad (18)$$

где $k_c$ – коэффициент массопереноса;

$B_m$ – массовое число Сполдинга;

$\rho$ – плотность газовой фазы.

При этом коэффициент $k_c$ определяется из корреляции числа Шервуда, приведенной в работах [22, 23]

$$Sh = \frac{k_c d_p}{D_{i,m}} = 2 + 0{,}6Re_d^{1/2}Sc^{1/3}. \quad (19)$$

Выражение для массового числа Сполдинга

$$B_m = \frac{Y_{i,s} - Y_{i,\infty}}{1 - Y_{i,s}}, \qquad (20)$$

где $Y_{i,s}$ – массовая фракция пара на поверхности капли;

$Y_{i,\infty}$ – массовая фракция соответствующего компонента смеси в непрерывной фазе.

Уравнение теплового баланса для капли в зоне испарения

$$m_p C_p \frac{dT_p}{dt} = hA_p\left(T_\infty - T_p\right) - - \frac{dm_p}{dt} h_{fg}. \qquad (21)$$

Модифицированное выражение для числа Нуссельта, учитывающее испарение на поверхности капли выглядит следующим образом [25]

$$Nu = \frac{hd_p}{k_\infty} = = \frac{ln(1 + B_T)}{B_T}\left(2 + 0{,}6Re_d^{1/2}Pr^{1/3}\right), \qquad (22)$$

где $B_T$ – тепловое число Сполдинга.

Тепловое число Сполдинга определяется из выражения

$$B_T = (1 + B_m)^{\frac{1}{Le}\frac{Sh}{Nu}\frac{C_{pv}}{C_{pg}}} - 1, \qquad (23)$$

где $Le = k/C_{pg}\rho D_{i,m}$ – число Льюиса;

$C_{pg}$ – теплоемкость газовой фазы;

$C_{pv}$ – теплоёмкость пара на поверхности капли.

Для единичного числа Льюиса и при равных значениях теплоёмкости газа и пара на поверхности капли $B_T = B_m$.

Зона кипения наступает при условии $T_p \geq T_{bp}$, т.е. по достижении каплей температуры кипения, являющейся функцией давления $T_{bp} = f(P)$. Закон тепломассообмена [11] для этой зоны может быть получен подстановкой уравнения (16) в уравнение (15) в предположении постоянства температуры капли. Следовательно, диаметр капли по мере кипения частицы изменяется как

$$\frac{d\left(d_p\right)}{dt} = \frac{2}{\rho_p h_{fg}}\left[\frac{2k_\infty \cdot \left(T_\infty - T_p\right)}{d_p} + \frac{0.23\sqrt{Re_d} \cdot \left(T_\infty - T_p\right)}{d_p}\right] \qquad (24)$$

Математическая модель также учитывает эффекты, связанные со столкновением, слиянием и разрушением капель, движущихся в непрерывной фазе. Учёт столкновений капель проводился с использованием наиболее эффективного, с вычислительной точки зрения, алгоритма О'Рурка, подробно изложенного в работе [18]. Данный алгоритм использует стохастический метод оценки столкновений, вместо отслеживания пересечения траекторий частиц. В его основе лежит рассмотрение двух соседних капель, одна из которых всегда больше другой, при этом предполагается, что две капли могут столкнуться только если они находятся в одном контрольном объёме. Поэтому, согласно [18] вероятность столкновения двух капель оценивается с точки зрения более крупной капли и рассчитывается как

$$P_1 = \frac{\pi(r_1 + r_2)^2 v_{rel}\Delta t}{V}, \qquad (25)$$

где $r_1, r_2$ – радиусы большой и малой капель, соответственно;

$v_{rel}$ – относительная скорость двух капель;

$V$ – контрольный объём;

$\Delta t$ – временной шаг.

Среднее число столкновений крупной капли

$$\overline{n} = \frac{n_2\pi(r_1 + r_2)^2 v_{rel}\Delta t}{V}, \qquad (26)$$

где $n_2$ – число столкновений капли меньшего размера.

Распределение вероятностей числа столкновений следует из распределения Пуассона и согласно О'Рурку задается выражением

$$P(n) = e^{-\overline{n}}\frac{\overline{n}^n}{n!}. \qquad (27)$$

Результатом столкновения может быть слияние двух капель либо их отскок. Вероятность слияния зависит от значения величины смещения центра крупной капли и траектории капли меньшего размера. В свою очередь, критическое смещение определяется как

$$b_{crit} = (r_1 + r_2)\sqrt{min\left(1{,}0\frac{2{,}4f\sigma}{\rho U_{rel}^2\overline{D}}\right)}, \quad (28)$$

где $U_{rel}$ – относительная скорость двух соседних частиц;

$\overline{D}$ – средний арифметический диаметр двух соседних частиц;

$f = (r_1/r_2)^3 - 2.4(r_1/r_2)^2 + 2.7(r_1/r_2)$ – функция столкновения.

Фактический параметр столкновения рассчитывается как

$$b = (r_1 + r_2)\sqrt{Y}\,, \quad (29)$$

где $Y$ – случайное число от 0 до 1. Вычисленное значение сравнивается с $b_{crit}$, и если $b < b_{crit}$, результатом столкновения является слияние. В противном случае наблюдается отскок, а новые скорости капель рассчитываются на основе сохранения импульса и кинетической энергии с учётом потери некоторой её доли на вязкую диссипацию и генерацию углового момента. Выражение для обновленной скорости капли после отскока

$$\acute{v}_1 = \frac{m_1 v_1 + m_2 v_2}{m_1 + m_2} + \\ + \frac{m_2(v_1 - v_2)}{m_1 + m_2}\left(\frac{b - b_{crit}}{r_1 + r_2 - b_{crit}}\right), \quad (30)$$

где $m_1$ и $m_2$ – массы капель большего и меньшего размеров, соответственно.

Разрушение капель описывается моделью *KHRT* [6, 20], которая сочетает в себе эффекты неустойчивости Кельвина-Гельмгольца, вызванные аэродинамическими силами, с неустойчивостью Рэлея-Тейлора, возникающей из-за внезапного ускорения капель, выбрасываемых в условиях свободного потока. Оба механизма моделируют разрушение капли путем отслеживания роста амплитуды волны на поверхности капли, причем разрушение происходит из-за наиболее быстрорастущей нестабильности, исходя из местных условий. Моделирование жидкого ядра в ближней зоне форсунки происходит согласно теории Левича [13], которая допускает разрыв капель только из-за неустойчивости Кельвина-Гельмгольца. Жидкое ядро аппроксимируется крупными каплями [6], гидравлический диаметр которых соответствует диаметру форсунки с учётом сжатия струи

$$D_e = \sqrt{C_a}d_0\,, \quad (31)$$

где $D_e$ – эффективный диаметр капель;

$C_a$ – коэффициент сжатия;

$d_0$ – диаметр форсунки.

Длина жидкого ядра рассчитывается как

$$L = C_L d_0\sqrt{\frac{\rho_l}{\rho_g}}, \quad (32)$$

где $C_L$ – константа Левича, значение которой принимается исходя из рекомендаций приведенных в [13].

В пределах жидкого ядра рассматривается только аэродинамическое разрушение, исходя из модели, подробно изложенной в [24]. За пределами жидкого ядра рассматриваются эффекты неустойчивостей как Кельвина-Гельмгольца, так и Рэлея-Тейлора, и в итоге оценивается их совместное воздействие.

Частота самой быстрорастущей волны нестабильности на поверхности капли рассчитывается из выражения

$$\Omega_{RT} = \sqrt{\frac{2\left(-g_t(\rho_l - \rho_g)\right)^{3/2}}{3\sqrt{3\sigma}(\rho_l + \rho_g)}}, \quad (33)$$

где $g_t$ – ускорение капли в направлении её движения.

Разрушение происходит после того, как волны неустойчивости Рэлея-Тейлора росли в течение времени, большего, чем время разрушения $\tau_{RT}$, определяемого как

$$\tau_{RT} = \frac{C_\tau}{\Omega_{RT}}, \quad (34)$$

где $C_\tau = 0{,}5$ – постоянная времени разрушения, согласно [6].

Увеличение амплитуды волны на поверхности капли отслеживается только в том случае, если предсказанная длина волны самой быстрорастущей нестабильности меньше локального диаметра капли, т.е. если выполняется условие $d_p > 2\pi C_{RT}/K_{RT}$, где $C_{RT} = 0{,}1$ – константа радиуса разрыва (значение рекомендовано в [6]);

$K_{RT} = \sqrt{-g_t(\rho_p - \rho_g)/3\sigma}$ – волновое число.

После распада капли радиус маленьких дочерних капель рассчитывается из выражения

$$r_c = \frac{\pi C_{RT}}{K_{RT}}. \quad (35)$$

Приведенная математическая модель целиком реализована в промышленном CFD коде ANSYS Fluent под названием DPM (*Descrete Phase Model*).

**Решение задачи**

Численное моделирование проведено в программном комплексе ANSYS Fluent 19.2. В качестве объекта исследований был выбран газоход стартового комплекса РКН «Антарес». Данный выбор продиктован в основном обилием имеющихся данных относительно конструкции стартового сооружения и СВ, а также режимов работы СВ, реализуемых в процессе пуска РКН. Внешний вид и 3-D модель СВ представлены на рис. 1. СВ состоит из двух коллекторов, на которых размещены форсунки для распыла воды. Количество форсунок на верхнем коллекторе – 44, на нижнем – 16.

**Геометрическая модель**

Трёхмерная геометрическая модель создана в пакете Autodesk Inventor. Общий вид геометрической модели представлен на рис. 2. При построении модель была несколько ограничена и упрощена для снижения вычислительных затрат. Она включает в себя только области ГО, отсека удержания, внутреннюю часть парковочной опоры и кольцо верхнего коллектора. Форсунки верхнего коллектора СВ выполнены прямоугольными в целях упрощения сеточной модели. Нижний коллектор СВ исключен из геометрической модели для «чистоты» наблюдения за взаимодействием струй (ввод воды нижним коллектором не позволяет полностью отследить изменения параметров частиц и сверхзвуковой струи вниз по потоку).

**Расчётная сетка**

Расчётная сетка сгенерирована в ANSYS Meshing. Она является гибридной и включает в себя структурированные гексаэдрические и неструктурированные тетраэдрические блоки. Связь между блоками осуществляется с помощью неконформных интерфейсов. Общее количество ячеек – 10,6 млн. Количество гексаэдрических элементов – 3,5 млн, а тетраэдрических – 7,1 млн. Максимальный размер ячеек в расчётной области – 50 мм. Сгущение сетки задано во всех пристеночных областях и состоит из 30 слоёв с коэффициентом роста 1,1 и высотой первой ячейки от 0,1 до 0,3 мм. Внешний вид расчётной сетки показан на рис. 3.

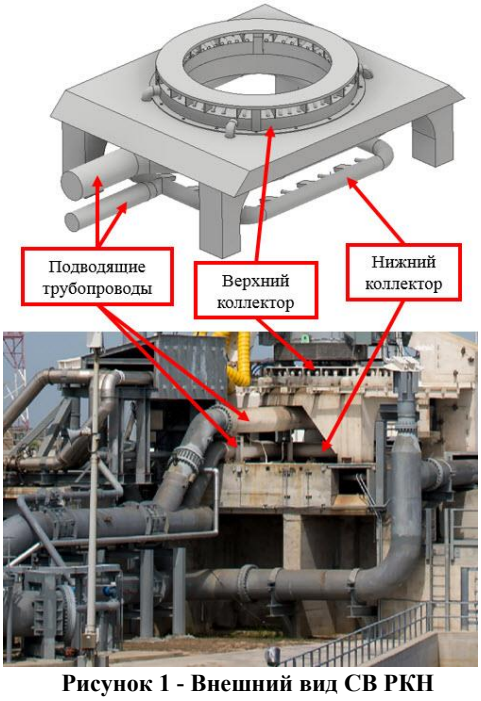



**Рисунок 1 - Внешний вид СВ РКН «Антарес»**

**Граничные условия для газовой фазы**

На входах в расчётную область задавалось граничное условие фиксированной скорости потока (*velocity inlet*). Значения скорости, статического давления, полной температуры и массовых долей соответствовали значениям на срезе сопла.

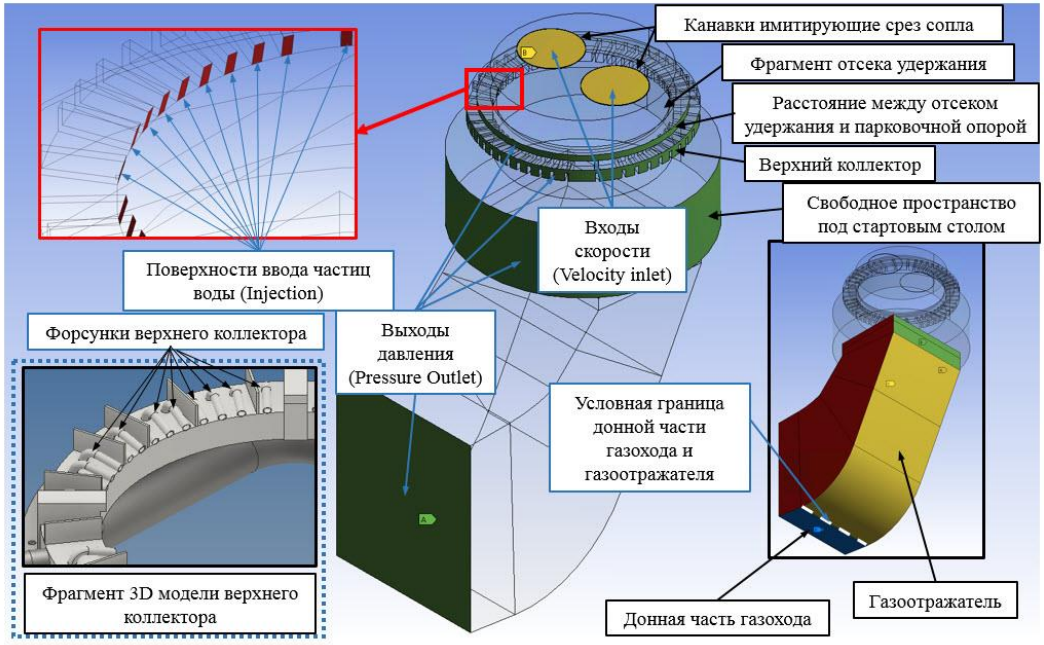



**Рисунок 2 – Геометрическая модель и граничные условия**

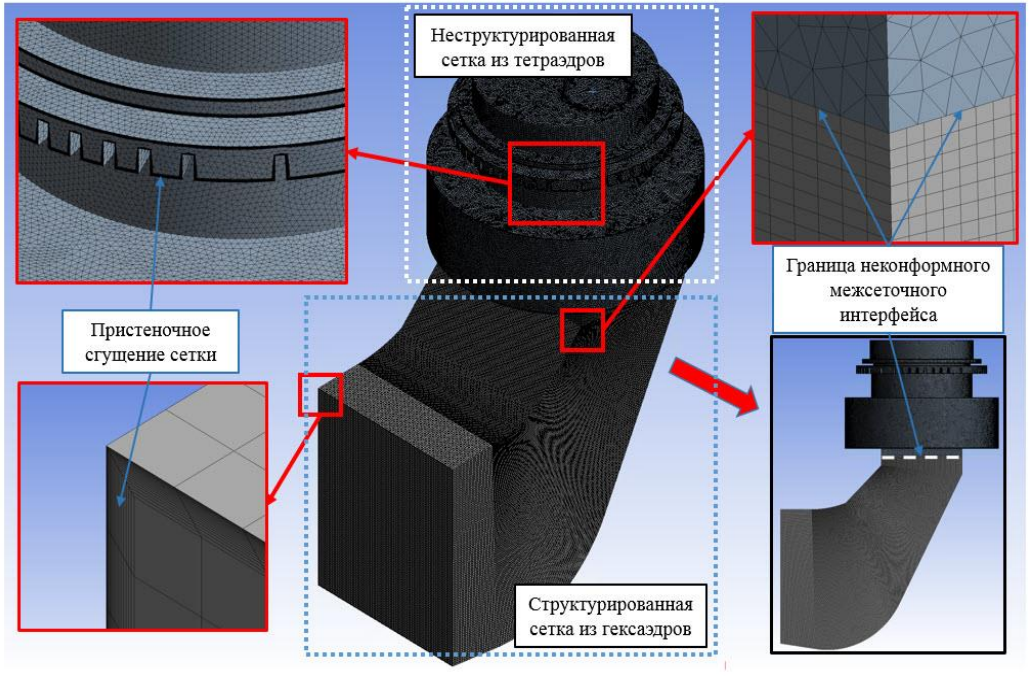



**Рисунок 3 – Расчетная сетка**

На всех выходах из расчётной области реализовывалось граничное условие выхода давления (pressure outlet), при этом статическое давление принималось равным атмосферному – 101325 Па, а статическая температура – 300 К. Воздух на границах расчётной области моделировали как упрощённую смесь, состоящую только из азота и кислорода,в составе 78 и 22%, соответственно. Параметры турбулентности на входах в расчётную область задавались с помощью соотношений для интенсивности и масштаба турбулентной длины. На выходах же использовались выражения для интенсивности и турбулентной вязкости. При этом все значения рассчитывались согласно рассуждениям, приведенным в [3, 4, 9]. На стенках задавались граничные условия без теплообмена и проскальзывания.

Расстановка граничных условий в расчётной области представлена на рис. 2.

**Граничные условия для дискретной фазы**

На коллекторе указывались значения массового расхода и скорости воды.

Поверхности, имитирующие форсунки верхнего коллектора, можно видеть на рис. 2. Общий массовый расход на коллекторе – 2520 кг/с. Массовый расход воды для одной форсунки коллектора – 53 кг/с, а скорость истечения – 13 м/с. Диаметр капель на выходе из форсунки соответствует гидравлическому диаметру сжатой струи – 0,068 м. Температура воды – 300 К. Граничные условия для капель на стенках газохода соответствуют условиям «горячей» стенки (*Wall-Jet*), т.е. при попадании на неё капли либо отскакивают, либо прилипают и испаряются.

**Установки решения**

Задача решена в стационарной постановке при помощи решателя на основе давления (*Pressure Based*). Для всех уравнений использованы схемы дискретизации первого порядка (*First Order Upwind*). Уравнения дискретной фазы решены в нестационарной постановке, с автоматическим выбором схемы и шага интегрирования.

**Результаты численного моделирования**

Важнейшей задачей при проведении численных исследований было получение качественной картины физического процесса взаимодействия сверхзвуковых струй с водой. На рис. 4 показано изменение поля скорости сверхзвуковой струи при вводе в неё воды.

В месте контакта видна небольшая деформация газовой струи с уменьшением толщины зоны смешения. Других значительных отличий не наблюдается по причине того, что капли воды легко увлекаются струёй и не оказывают на неё ощутимого механического воздействия. Это в полной мере подтверждается распределением капель по скоростям, представлены на рис. 5.

Видно, что после контакта со сверхзвуковой струей капли, имеющие начальную скорость 13 – 15 м/с, резко ускоряются в зоне смешения и достигают скорости порядка 80 – 300 м/с. Столь стремительное ускорение вызвано резким уменьшением массы капель за счёт их дробления в месте контакта струй. Минимальная скорость капель в расчётной области составляет 0,312 м/с, а максимальная – 2468 м/с. Снижение скорости сверхзвуковой струи происходит плавно, вниз по потоку, и становится хорошо наблюдаемым только в нижней части ГО. При переходе же на донную часть газохода скорость резко падает, приобретая значение почти на 50 % меньше, чем в случае без подачи воды.

Подобное снижение скорости обусловлено охлаждением струи и «размазыванием» её границ за счёт активного парообразования в зоне смешения.

Температурные поля сверхзвуковой струи при работе СВ и без неё представлены на рис. 6.

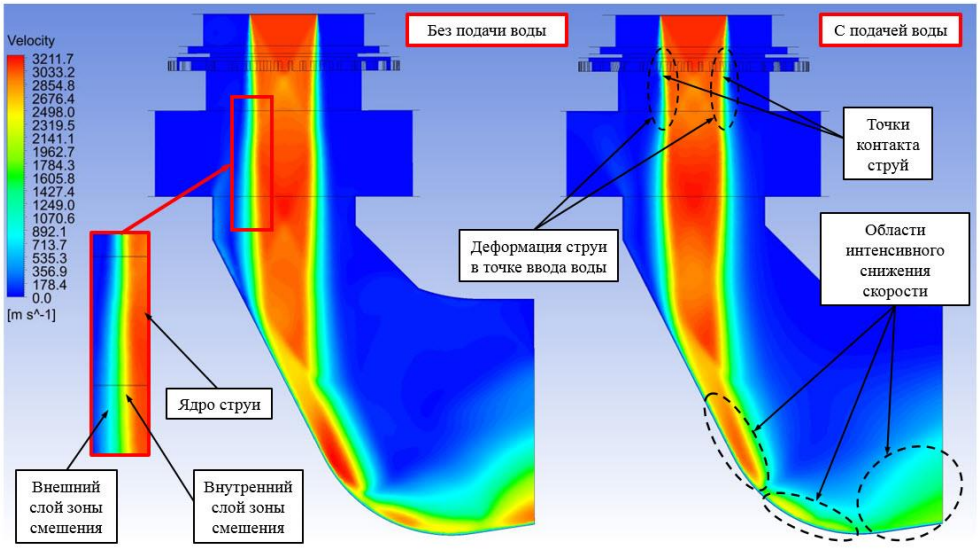



**Рисунок 4 – Поле скорости сверхзвуковой струи**

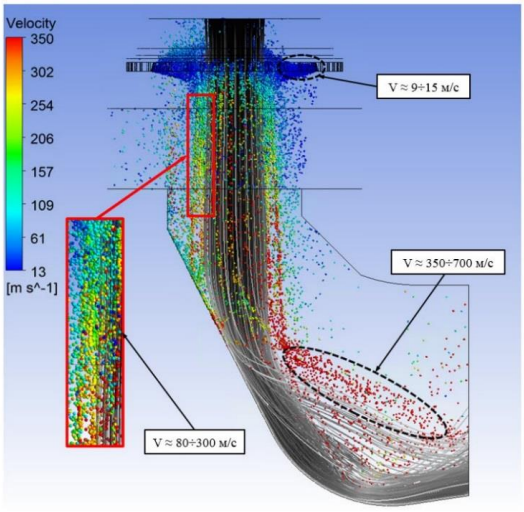



**Рисунок 5 - Распределение частиц воды по скоростям**

Наблюдается охлаждение зоны смешения струи со стороны ядра на 600 – 700 К. Струя выглядит более «узкой», а её границы становятся более чёткими за счёт активного испарения капель, попадающих в зону смешения. О процессе испарения можно судить по рис. 7, который демонстрирует массовую долю паров воды в расчётной области.

Отчётливо видно, что область генерации водяного пара начинается чуть ниже места контакта струй воды и газа, после чего стремительно разрастается вниз по потоку. Наиболее интенсивное испарение, как и предполагалось, происходит именно в зоне смешения, особенно со стороны ГО, где процесс усиливается из-за наличия вихревой зоны (рециркуляция холодного воздуха и горячих газов) между ГО и струями. Всё вышесказанное свидетельствует о том, что в месте натекания струи на ГО зона смешения оказывается насыщенной парожидкостной смесью, которая естественным образом изолирует поверхность ГО от высокотемпературных газов ядра.

Интенсификация испарения вниз по потоку происходит в основном за счёт дробления увлекаемых капель. Зона смешения характеризуется большими числами Вебера (порядка 1000 – 30000), поэтому капли активно деформируются и разрушаются.

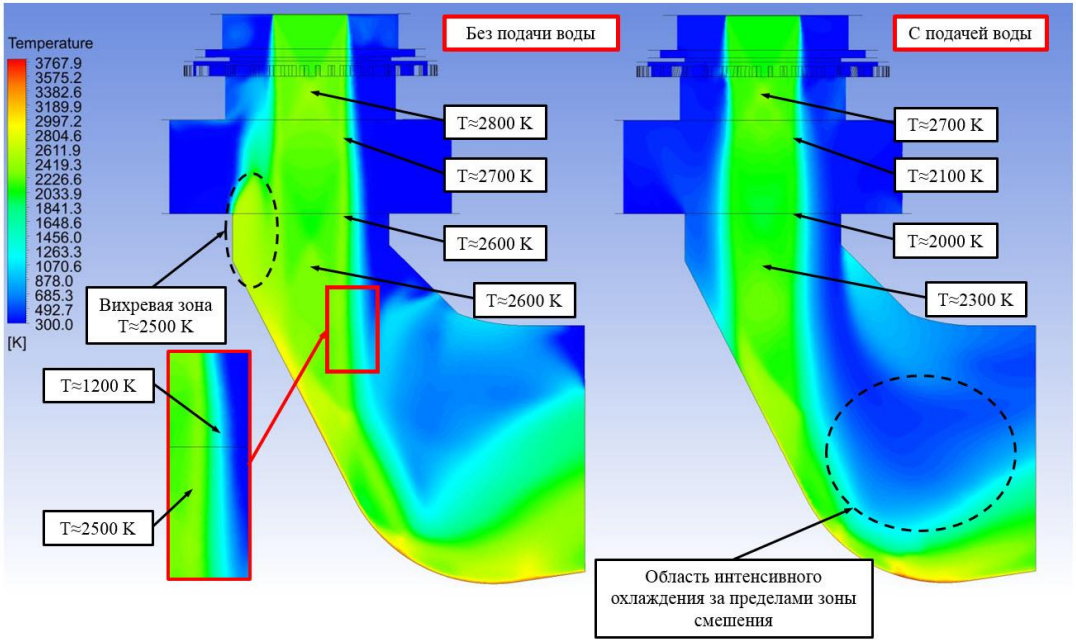



**Рисунок 6 – Поле температуры сверхзвуковой струи**

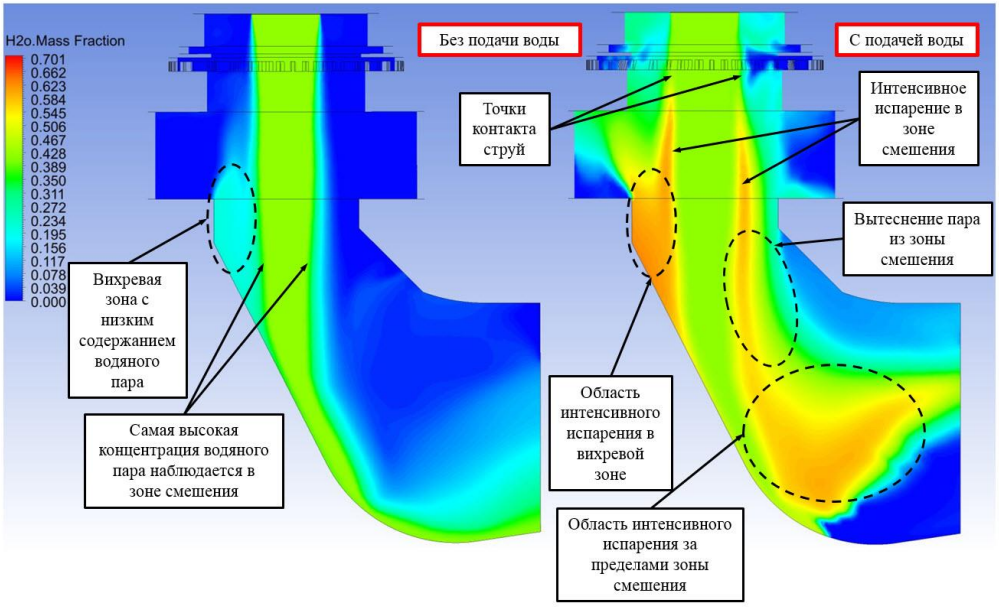



**Рисунок 7 – Поле массовой доли водяного пара в газовой смеси**

Наиболее интенсивное дробление наблюдается в месте контакта струй. Распределение капель по диаметрам показано на рис. 8. Диаметр капель, находящихся в зоне смешения сверхзвуковой струи, действительно мал и находится в диапазоне от 0,09 до 0,2 мм. (соответствует диаметру струи на выходе из форсунки).

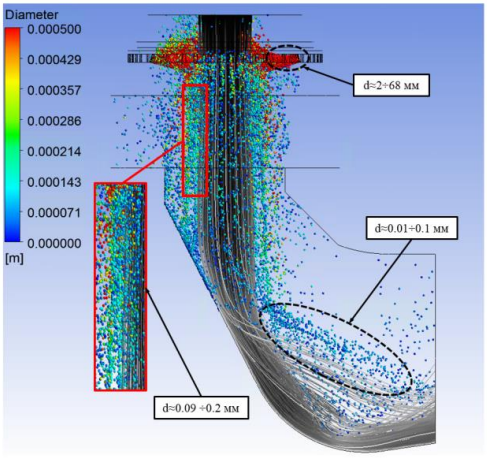



**Рисунок 8 – Распределение частиц воды по диаметрам**

Маленькие капли практически мгновенно нагреваются и испаряются, но за счёт того, что они легче увлекаются потоком (наиболее мелкие капли достигают скорости порядка 300 м/с), это происходит не сразу. Поэтому в зоне смешения мельчайшие капли наоборот испаряются дольше, чем капли аналогичного размера, присутствующие в других местах расчётной области. На рис. 9 представлено разбиение сложного процесса теплообмена капель на отдельные участки, согласно принятой математической модели. Как и предполагалось, для всех капель, находящихся в зоне смешения, массоперенос определен конвективно-диффузионным законом, и только на значительном расстоянии от места ввода (в самом низу расчётной области) они достигают состояния кипения. Из этого следует, что для достижения максимального эффекта охлаждения струи вода должна подаваться как можно ближе к срезу сопла, чтобы капли успевали внедряться в зону смешения, дробиться и испаряться в ней до момента контакта с ГО. Аналогичные выводы отмечены также в работе [5]. Первостепенной задачей исследований являлся сравнительный анализ силовых и тепловых нагрузок на ГО газохода РКН «Антарес» в случае работы СВ и без неё.

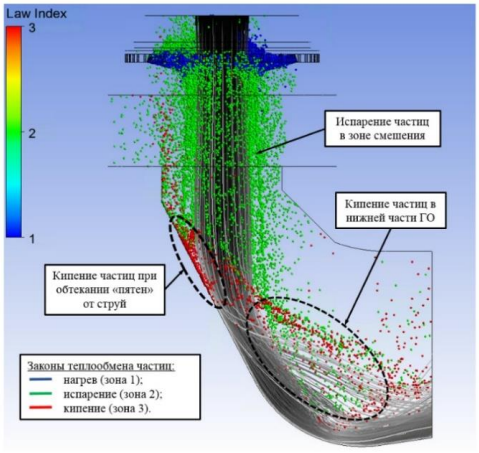



**Рисунок 9 – Зоны теплообмена частиц**

На рис. 10 представлены поля давлений на поверхности ГО для обоих случаев. При работе СВ наблюдается незначительное перераспределение картины давления (в основном в нижней части ГО и донной части газохода), проявляющееся в виде «размазывания» чётких границ контакта сверхзвуковой струи с ГО, и происходящего за счёт расширения зоны смешения и снижения скорости струи. Наиболее отчётливо эффект наблюдается на границе ГО и донной части газохода, где полностью исчезают следы располагавшегося там скачка уплотнения, а распределение давления выглядит практически равномерным. Снижение силовой нагрузки по абсолютной величине лежит в пределах 5 – 10 % и происходит в основном за счёт описанного явления «размазывания» (поскольку среднеинтегральное значение давления на поверхности ГО практически не меняется).

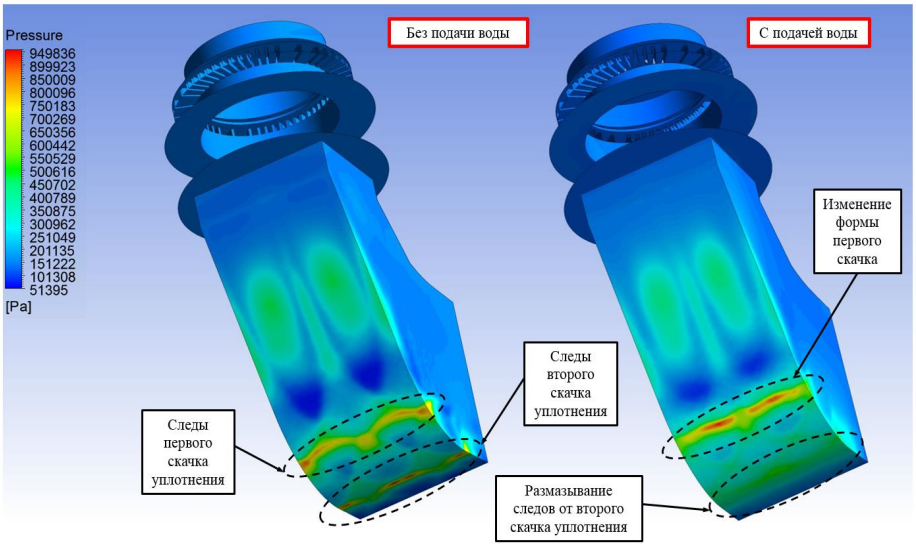



**Рисунок 10 – Поле давления на поверхности газоотражателя**

Таким образом введение воды не оказывает существенного влияния на снижение силового воздействия струй. С тепловым же воздействием всё выглядит совершенно иначе. Сравнительная картина температур на поверхности ГО, приведенная на рис. 11, демонстрирует, что в случае подачи воды можно наблюдать эффективное снижение теплового воздействия практически по всей поверхности ГО.

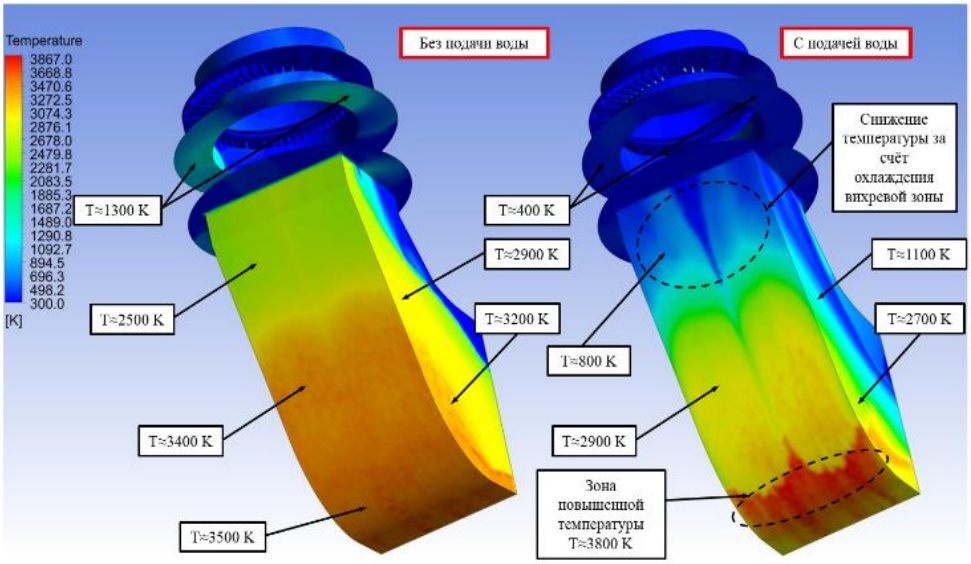



**Рисунок 11 – Поле температуры на поверхности газоотражателя**

## Научная новизна

На сегодняшний день все успешные исследования в области численного моделирования теплового и акустического воздействия на газоход проводились исключительно в специально созданном для этих целей ПО. Поэтому, научная новизна данной работы заключается в создании новой перспективной методики, позволяющей осуществлять решение подобных задач в промышленном CFD коде.

Возможность использования именно промышленного кода существенно упрощает процесс моделирования, тем самым позволяет превратить сугубо научно-исследовательскую задачу в инженерно-практическую.

## Выводы

Проведено численное моделирование взаимодействия сверхзвуковых струй ракетных двигателей РКН «Антарес» с газоотражателем и покрытием газохода стартового сооружения при работе системы водоподачи и без неё.

По результатам моделирования получена качественная картина физических процессов в сверхзвуковой струе при вводе в неё воды. Рассмотрены процессы внедрения капель в слой смешения струи, их дробления

## Библиографические ссылки


1. Дегтярь В.Г, Меркулов Е.С., Сафронов А.В., Хлыбов В.И. Результаты расчётно-экспериментальных исследований газодинамических процессов при взаимодействии многоблочных струй ракетных двигателей с газоотражателем стартового сооружения. Космонавтика и ракетостроение. Вып. 1(70), 2013.
2. Зюзликов В.П., Синильщиков Б. Е, Синильщиков В. Б., Ракитская М. В. Газодинамические процессы в газоходе стартового комплекса малого заглубления для ракет космического назначения лёгкого класса. Исследования наукограда. 22, № 4, 166–174, 2017.
3. Кудимов Н. Ф., Сафронов А. В., Третьякова О. Н. Численное моделирование взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой // Электронный журнал «Труды МАИ», 2013, № 70: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=44440 (дата публикации 25.11. 2013)
4. Сафронов А. В. О применимости моделей турбулентной вязкости для расчета сверхзвуковых струйных течений // Физико-химическая кинетика в газовой динамике 2012, Т.13, выпуск №1: http://chemphys.edu.ru/issues/2012-13-1/articles/305/.
5. Синильщиков Б. Е, Синильщиков В. Б. Исследование термосилового нагружения газоотражателей стартовых комплексов при работе систем водоподачи. Исследования наукограда. 20, № 2, 61–71, 2017.
6. Beale J. C. and Reitz R. D. "Modeling Spray Atomization with the Kelvin-Helmholtz/Rayleigh-Taylor Hybrid Model". Atomization and Sprays. 9. 623–650. 1999.
7. Dupays J., Wey S. and Fabignom Y. Steady and unsteady reactive two-phase computations in solid rocket motors with Eulerian and Lagrangian approaches. AIAA Paper 2001-3871, 2001.
8. Gosman A. D. and Ioannides E. "Aspects of computer simulation of liquid-fuelled combustors". J. Energy. 7(6). 482–490. (1983).
9. Kenzakowski D.C. Turbulence modeling improvements for jet noise prediction using PIV datasets//AIAA−2004−2978, 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, 10−13, (2004).
10. Krothapalli A., Venkatakrishnan L., Lourenco L., Greska B. and Elavarasan R. Turbulence and noise suppression of a high-speed jet by water injection, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 491, 2003, Pp. 131-159.
11. Kuo K. K. Y. Principles of Combustion. John Wiley and Sons, New York. 1986.

12. Lamb H. Hydrodynamics, Sixth Edition. Dover Publications, New York. 1945.

13. Levich V. G. Physicochemical Hydrodynamics. Prentice Hall. 1962.

14. Liu A. B., Mather D., and Reitz R. D. "Modeling the Effects of Drop Drag and Breakup on Fuel Sprays". SAE Technical Paper 930072. SAE. 1993.

15. Menter F. R. "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications". AIAA Journal. 32(8). 1598–1605. August 1994.

16. Miller R. S., Harstad K. and Bellan J. "Evaluation of Equilibrium and Non-Equilibrium Evaporation Models for Many Droplet Gas-Liquid Flow Simulations". International Journal of Multiphase Flow. 24. 6. 1025 –1055. 1998.

17. Norum T.D., Reductions in multi-component jet noise by water injection. AIAA-2004-2976, 10ih AIAA ICEAS Aeroacoustics Conference, Manchester, Great Britain, May 2004.

18. O'Rourke P. J. "Collective Drop Effects on Vaporizing Liquid Sprays". PhD thesis. Princeton University, Princeton, New Jersey. 1981.

19. Osipov V., Khasin M., Hafiychuk H., Muratov C., Watson M., Smelyanski V. Mitigation of Solid Booster Ignition over Pressure by Water Aerosol Sprays. AIAA Early Edition. Vol. 52, Issue 3, 2015.

20. Patterson M. A. and Reitz R. D. "Modeling the Effects of Fuel Spray Characteristics on Diesel Engine Combustion and Emission". SAE Paper. SAE. 1998.

21. Pierre G., Philippe F., Laurent G. Simulation of water injection into a rocket motor plume [M]. 35-th Joint Propulsion Conference and Exhibit. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1999.

22. Ranz W. E. and Marshall W. R., Jr. "Vaporation from Drops, Part I". Chem. Eng. Prog. 48(3). 141–146. March 1952.

23. Ranz W. E. and Marshall W. R., Jr. "Evaporation from Drops, Part I and Part II". Chem. Eng. Prog. 48(4). 173–180. April 1952.

24. Reitz R. D. "Mechanisms of Atomization Processes in High-Pressure Vaporizing Sprays". Atomization and Spray Technology. 3. 309–337. 1987.

25. Sazhin S. S. "Advanced Models of Fuel Droplet Heating and Evaporation". Progress in Energy and Combustion Science. Elsevier Science. 32. 162–214. 2006.

26. Taylor G. I. "The Shape and Acceleration of a Drop in a High Speed Air Stream, Technical Report". In the Scientific Papers of G. I. Taylor. ed., G. K. Batchelor. 1963.

27. Vu, B. T., Bachchany N., Peroomianz O., and Akdagx.V. Multiphase Modeling of Water Injection on Flame Deflector. 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA Paper 2013-2592, June 2013.

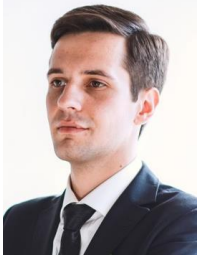
28. Woo J., Jones J. H., and Guest S. H. Study of the Effects of Water Addition on Supersonic Gas Streams. JANNAF 13th Plume Technology Meeting, CPIA Publ., Houston, TX, 1982, pp. 225–232.

29. Zoppellan E., Juve D., Reduction of jet noise by water injection, AIAA-97-1622, 1997.

30. Zoppellari E., Juve D., Reduction of hot jet noise by water injection, AIAA-98-2204, 1998.

*Поступила в редколлегию 20.05.2020г.*

## Сведения об авторах



Мочёнов Руслан Александрович. Украина ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», инженер-конструктор 1-й категории.
Сфера интересов - вычислительная гидродинамика и теплообмен при разработке космической техники.

Сотниченко Александр Владимирович. Украина. ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», начальник группы Сфера интересов - архитектура и размещение наземного технологического оборудования ракетно-космических комплексов.

Иваницкий Геннадий Михайлович. Украина. ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», начальник лаборатории
Сфера интересов - системы заправки и другие пневмогидравлические системы наземного технологического оборудования ракетно-космических комплексов.

Сало Максим Петрович. Украина. ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля»,
начальник сектора.
Сфера интересов – исследование тепломссообменных процессов в наземном оборудовании ракет-носителей.

Брижак Оксана Александровна. ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», инженер-конструктор 1-й категории
Сфера интересов - разработка 3D-моделей наземного технологического оборудования ракетно-космических комплексов.

УДК 629.783

DOI: 10.15421/452103

# REVIEW OF INTELLIGENT MATERIALS AND THE POSSIBILITY OF THEIR USE IN ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Y. Petelko, V. Lipovskiy

*Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, 11 Naukova street, Ukraine*

**Abstract. A new generation of materials – «intellectual» materials – is rapidly developing. Intelligent materials are materials that react in a certain way to changes in the state of the environment or the influence of force fields, vibrations or oscillations and radiation. This reaction results in the alterations of material properties, geometry and its adaptation to changes in operating conditions. Constructions are made of intelligent materials, in addition to the traditional functions of taking operational loads and ensuring load and strength, can provide self-monitoring, identification and localization of the fatigue damage. The material in such constructions can contain a set of electronics, built into the structure, which performs the function of receiving, processing and transmitting information in different frequency ranges. Intellectual material requirements are defined by the purpose and conditions of use of the structures and their components. The objective of this work is to give an overview of intellectual materials, in order to introduce the main information about their properties and their applicability in space and rocket technology. Furthermore, in this article data processing and analysis were carried out, which allowed to formalize the properties of the considered intellectual materials. Moreover, the application of intellectual materials can improve existing design schemes and elements or create entirely new design solutions in the future. For instance, the use of magnetostrictive materials allows to reduce the longitudinal oscillations of the launch vehicle on an active part of the trajectory along with absorbing vibrations and regulating the stringency of the stage separation. Structural analysis of the special properties of intellectual materials and their application not only will solve existing problems, but also enable further development of the space rocket industry.**

**Key words: "SMART", "INTELLIGENT", MATERIAL, SHAPE MEMORY EFFECT, SELF-HEALING, PIEZOELECTRIC, AND MAGNETOSTRICTIVE AND ELECTROSTRICTIVE.**

# ОГЛЯД ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ МАТЕРІАЛІВ ТА ЇХ МОЖЛИВІСТЬ ВИКОРИСТАННЯ В РАКЕТНО-КОСМІЧНІЙ ТЕХНІЦІ

Є.С. Петелько, В.І. Ліповський

*Дніпровський національний університет імені О. Гончара, Дніпро, вулиця Наукова 11, Україна,*

**Анотація. В даний час дуже стрімко розвивається нове покоління матеріалів - «інтелектуальні» матеріали. До інтелектуальних відносяться матеріали, які реагують певним чином на зміни стану навколишнього середовища або впливу силових полів, вібрацій або коливань і випромінювання. Ця реакція приводить до зміни властивостей матеріалу, геометрії та її адаптації до змін умов експлуатації. Конструкції виготовлені з інтелектуальних матеріалів крім традиційних функцій сприйняття експлуатаційних навантажень і забезпечення несучої здатності і міцності можуть забезпечувати самоконтроль за виникненням і розвитком втомних пошкоджень, їх ідентифікацію та локалізацію. Матеріал в таких конструкціях може містити сукупність вбудованої в його структуру електроніки, яка здійснює функцію прийому, обробки і передачі інформації в різних частотних діапазонах. Вимоги до інтелектуальних матеріалів визначаються призначенням і умовами експлуатації конструкцій і їх елементів. Метою даної роботи є огляд інтелектуальних матеріалів, ознайомлення з їх властивостями і можливість їх застосування в ракетно-космічній техніці. Також в даній статті було здійснено обробку та аналіз даних, який дозволив формалізувати властивості розглянутих інтелектуальних матеріалів. За рахунок використання інтелектуальних матеріалів можливо подальше удосконалення існуючих конструктивних схем та елементів, або створення абсолютно нових конструктивних рішень. Наприклад, за рахунок використання магнітострикційних матеріалів можливо зменшення поздовжніх коливань ракети носія на активній ділянці траєкторії або поглинання вібрацій та регулювання жорсткості під час розділення ступенів. Структурний аналіз особливих властивостей інтелектуальних матеріалів та їх використання зможуть не тільки вирішити існуючі проблеми, а й дадуть можливість для подальшого розвитку ракетно космічної галузі.**

**Ключові слова: «РОЗУМНИЙ», «ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИЙ», МАТЕРІАЛ, ЕФЕКТ ПАМ'ЯТІ ФОРМИ, САМОВІДНОВЛЮВАЛЬНИЙ, П'ЄЗОЕЛЕКТРИКТРИЧНИЙ , МАГНІТОСТРИКЦІЙНИЙ І ЕЛЕКТРОСТРИКЦІЙНИЙ.**

© Y. Petelko, V. Lipovskiy

# ОБЗОР ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ И ИХ ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Е.С. Петелько, В.И. Липовський

*Днепровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, улица Наукова 11,, Украина*

**Аннотация. В настоящее время стремительно развивается новое поколение материалов - «интеллектуальные» материалы. К интеллектуальным относятся материалы, которые реагируют определенным образом на изменения состояния окружающей среды или влияния силовых полей, вибраций или колебаний и излучений. Эта реакция приводит к изменению свойств материала, геометрии и ее адаптации к изменениям условий эксплуатации. Конструкции изготовлены из интеллектуальных материалов помимо традиционных функций восприятия эксплуатационных нагрузок и обеспечения несущей способности и прочности могут обеспечивать самоконтроль за возникновением и развитием усталостных повреждений, их идентификацию и локализацию. Материал в таких конструкциях может содержать совокупность встроенной в его структуру электроники, которая осуществляет функцию приема, обработки и передачи информации в различных частотных диапазонах. Требования к интеллектуальным материалам определяются назначением и условиями эксплуатации конструкций и их элементов. Целью данной работы является обзор интеллектуальных материалов, ознакомление с их свойствами и возможность их применения в ракетно-космической технике. Также в данной статье было осуществлено обработку и анализ данных, который позволил формализовать свойства рассмотренных интеллектуальных материалов. За счет использования интеллектуальных материалов возможно дальнейшее совершенствование существующих конструктивных схем и элементов или создание совершенно новых конструктивных решений. Например, за счет использования магнитострикционных материалов возможно уменьшение продольных колебаний ракеты носителя на активном участке траектории или поглощения вибраций и регулирования жесткости при разделении ступеней. Структурный анализ особых свойств интеллектуальных материалов и их использования смогут не только решить существующие проблемы, но и дадут возможность для дальнейшего развития ракетно космической отрасли.**

**Ключевые слова: «УМНЫЙ», «ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЙ», МАТЕРИАЛ, ЭФФЕКТ ПАМЯТИ ФОРМЫ, САМОВОССТАНАВЛИВАЮЩИЙСЯ, ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ, МАГНИТОСТРИКЦИОННЫЙ И ЭЛЕКТРОСТРИКЦИОННЫЙ.**

## Introduce

It was not until fairly recently that, a new industry emerged and began to rapidly develop. The industry studies materials which properties may change depending on external factors. This new generation of materials is called "smart" or "intelligent" [1]. Intelligent materials and structural elements are able to respond in a certain way to changes in the state (conditions or composition) of the environment (temperature, pressure, concentration of components and adsorbed molecules, pH). They are also exposed and react to mechanical, gravitational, electric and magnetic force fields, vibration, in the way of changing its properties and geometry in order to adapt to changes in operating condition. Intelligent structural materials combine intelligence with the presence of structural or built-in elements of micro- or nano-sizes, providing a significant increase in their basic structure (bearing capacity) and functional properties [2]. The main principles and objectives of creating intelligent structural materials: controlled change or regulation of mechanical condition (structural properties, geometry, position, speed, acceleration, vibration and damping under the influence of mechanical forces, pressure, temperature and other factors), absorption and reflection of electromagnetic radiation of any range, etc. [3].

Intelligent materials and structures are based on them should consist of 5 components: 1. Data Acquisition (tactile sensing): The aim of this component is to collect the required raw data needed for an appropriate sensing and monitoring of the structure. 2. Data Transmission (sensory nerves): The purpose of this part is to transit the raw data to the local and/or central command and control units. 3. Command and Control Unit (brain): The role of this unit is to manage and control the whole system by analyzing the data, reaching the appropriate conclusion, and determining the actions required. 4. Data Instructions (motor nerves): The function of this part is to transmit the decisions and the associated instructions back to the members of the structure. 5. Action Devices (muscles): The

purpose of this part is to act by triggering the controlling devices/units (see Fig.1). Smart materials include piezoelectric, electrostrictive, magnetostrictic, shape memory alloys, self-healing alloys etc.

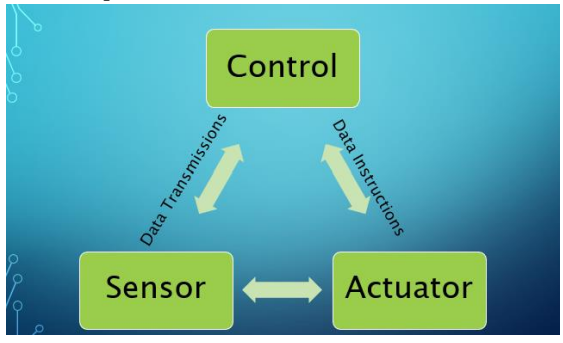



**Figure 1 – Block diagram "Components of the intelligent system"**

**Formulation of the problem**

The purpose of this work is to give an overview of intelligent materials: to introduce basic information about their properties and applicability in rocket and space technology. The main intelligent materials were considered in more detail.

**Piezoelectric**

Piezoelectric are one of the most amazing materials in the world. Using them it is possible to produce electricity by means of compression or extension [4] which is called the piezoelectric effect. The opposite effect is observed when the material stretched or compressed under the influence of an electric charge (see Fig.2

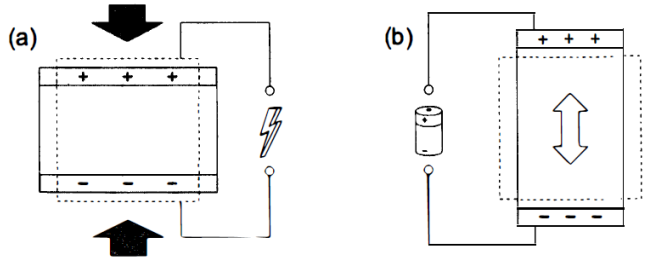



**Figure 2 – Schematic representation of the linear (a) and reversible (b) piezoelectric effect**

The bond between electrical and mechanical properties for piezoelectric materials can be described with the following linear equations:

$\sigma = C\varepsilon - e^T E$ (1);

$D = e\varepsilon + kE$ (2).

where $\sigma$ – mechanical tension;

$C$ – matrix of elastic modules;

$\varepsilon$ – mechanical deformation;

$e$ – matrix of piezoelectric modules;

$E$ – electric field strength;

$D$ – electric field displacement;

$k$ – matrix of dielectric modules.

The properties of each piezoelectric are described by three matrices. The first equation (1) describes the feed-forward whereas the second equation (2) describes the feed-back. The system allows to take into consideration both the elastic and electrical components of the properties of piezoelectric materials.

Piezoelectric materials can be divided into three groups: Natural piezoelectric materials which are the most expensive. In this regard, artificial single crystals are currently used. The piezoelectric ceramics, it is a

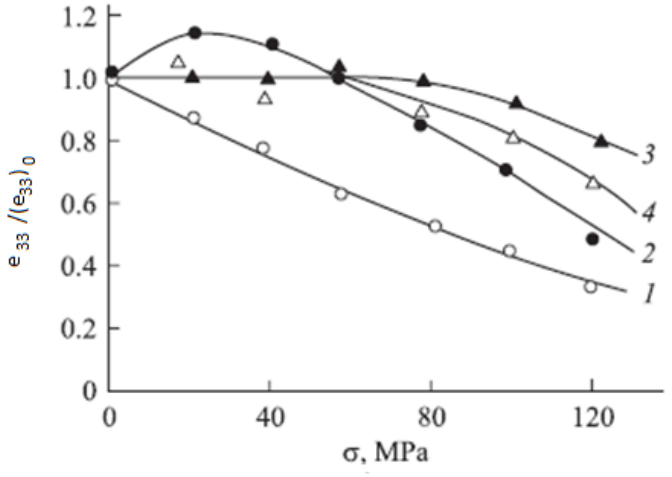
polycrystalline ferroelectric, which is a chemical compound or solid solution.
Plumbum – Zircon – Titan (PZT) has become one of the most popular piezoelectric. The last group is consisted of polymer piezoelectric consisting of organic polymers (PVDF). PVDFs has the most advanced piezoelectric and electrostrictive properties (see Table 1).

**Table 1 - Piezoconstants of piezoceramic type PZT and PVDF** [3].

| Piezoelectric | $e_{31}$ (x$10^{-12}$ m/B) | $e_{33}$ (x$10^{-12}$ m/B) |
|---|---|---|
| PZT-4 | 289 | -123 |
| PZT-5H | 593 | -274 |
| PVDF | -33 | 2-14 |

Compared to piezoceramic the polymer piezoelectric has lower piezoelectric properties. The values of piezoelectric modules for the transverse deformation $e_{31}$, and for tensile deformation $e_{33}$ are an order of magnitude lower than for piezoceramic.

However, due to the combination of the properties of these polymers with increased piezoconstants of ceramics, the polymer composite piezoelectric materials (PCPM) with various reduction characteristics are produced (Fig. 3) [




1 - for piezocermic: PCR-3M; 2 - for piezocermic: PCR-7M;
3 - for composite: PVDF + PCR-3M; 4 - for composite: PVDF + PCR-7M.
Polarization conditions: $E_n$ = 3.5 MV/m, $T_n$ = 393 K, t = 0.5 h.

**Figure 3 – Dependence of the piezoelectric module $e_{33}$ PCPM on longitudinal compression**

The ability of piezoelectric materials to convert mechanical energy into electrical and vice versa has led to its widespread use: as sensors [7-8], piezoelectric motors [9-10], piezoelectric transducers to monitor the state of structures [11-12] of electromechanical transducers [13-14], and devices used in echolocation, electroacoustic and ultrasound diagnostics [15]. However, a real breakthrough in science and technology occurred with the discovery of the possibility of using piezoelectric materials to dampen the oscillations of the structure operating under dynamic loads [16]. For example, the use of piezoelectric materials to reduce the vibration of the structure due to the ability to dampen dynamic displacements, that causes the damping of free and limiting the the free amplitudes of oscillations. When piezoelectric material is bended by vibration in one direction, the vibration reduction system responds to bending and sends electrical

energy to the piezoelectric element to bend in the opposite direction. Attached to a structure such as an aircraft fuselage, these structures are able to reduce their own noise levels.

**Electrostrictive materials**

Electrostrictive materials can change size under the influence of an electric field [3]. Electrostriction is proportional to the square of the electric field strength and does not depend on the change of its direction. Electrostriction is a phenomenon similar to magnetostrictive effect and the opposite of the piezoelectric effect (see Fig. 4). In the absence of residual polarization, electrostriction process in a polar dielectric is only due to the processes of induced polarization, and its effect is very low.

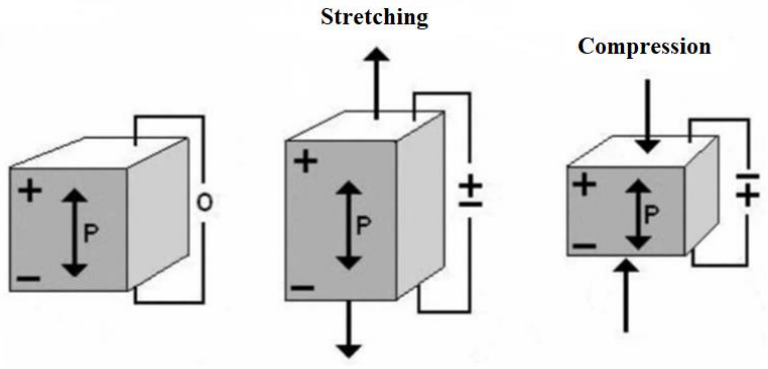



**Figure 4 – Schematic representation of the electrostrictive effect**

In the presence of the inverse piezoelectric effect with a linear relationship between electrical potential gradient and strain, electrostriction acts as a small nonlinear additive to it, but unlike the piezoelectric effect in electrostriction has no inverse effect, but there is a thermodynamic coupled effect – change dielectric constant with the application of mechanical force. The force resulting from electrostriction, can be experimentally estimated by the formula:

$$F = Cl(E - (E_0) \quad (3),$$

where $l$ – the length of the sample;

C – empirical constant;

$E_0$, E – initial and set electrical potential gradient.

Basically, the representatives of electrostrictive materials are polymers of vinylidene fluoride PVDF [1]. It is empirically established that for these polymers, that also have a noticeable piezoelectric effect (polymer of vinylidene fluoride treated with an electron beam, with a shear modulus of about 1 GPa, a tensile stress of 43 MPa and a limiting strain of about 4.3%). When the electric field is applied to the specimen, the sample geometrically reduces its sizes, and at an electric voltage of 3 kV provides a mechanical stress of up to 2.15 MPa and deformation of up to 1.2% at a relaxation of 200 ms, and at frequencies up to 8 kHz 90% of the voltage is realized [3].

The ability to regulate the electromechanical, piezoelectric, dielectric and elastic properties of electrostrictive materials using an electric field opens many opportunities for their use as converters, as well as in the field of beam formation [18].

**Magnetostrictive**

Magnetostrictive is a general name of materials in which mechanical forces, shifts or deformations occur under the influence of an external magnetic field [19]. The magnetostrictive effect is depicted in the Fig. 5. The magnetostrictive effect is positive if the material is magnetized perpendicular to the axis of compression during uniaxial compression. If a tensile force applied to such a material, it is magnetized along the direction of the force. For magnetostrictive materials with a negative effect, the direction of magnetization is opposite.

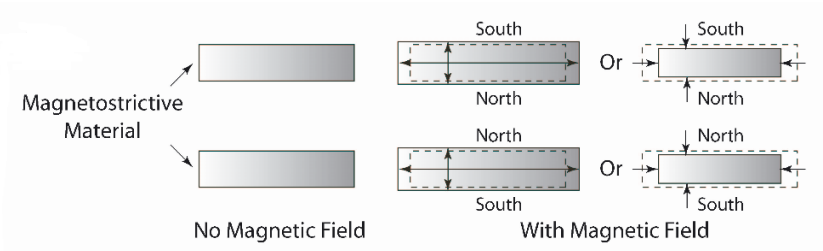



**Figure 5 – Schematic representation of the magnetostrictive effect**

Magnetostriction is a self-willed deformation of the crystal due to the changing of the the magnetic order or orientation of the magnetization vector in it. Magnetostriction estimates the value of the relative deformation of the sample in the direction of the magnetic field $\lambda = \frac{\Delta l}{l}$, де $\Delta l$ – changing in the length of the specimen during magnetization, l – the length of the specimen in the absence of a magnetic field. The linear magnetostriction can be both positive and negative; the specimen sizes can be both increased and decreased. The relative magnetostrictive deformation that occurs during the magnetic saturation of the specimen is called the magnetostriction constant. The magnetostriction constant decreases during increasement of the specimen temperature and is zero at the Curie temperature of the ferromagnetic. The following equation describes the dependence of the magnetic field strength $E_\sigma$ through the following terms: magnetostrictive constant $\lambda$, applied mechanical stress $\sigma$ and the angle φ between the axis of force and the direction of light magnetization [1]:

$$E_\sigma = -\frac{3}{2}\lambda\sigma cos\cos^2\varphi \quad (4)$$

They are alloys which normally have the best magnetostrictive properties. Particularly, Terfenol-D [20] is the most powerful material that develops high deformation and force in a wide range of operating frequencies at speeds of the order of microseconds. The operating temperature of this alloy is in the range from –10°C to +120°C [1]. However, it contains terbium and dysprosium – two rare earth metals, the extraction and processing of which is a hazardous process. For this reason, the material described has a significant price at the global market. However, the recently created iron-gallium alloy, or as it is called, Galfenol [19]. This material became the main competitor in the industry due to the enormous magnetostriction (see Table 2), as well as the absence of rare earth metals in its composition.

**Table 2 – Characteristics of alloys Terfenol-D and Galfenol [21]**

| | Terfenol– D ($Tb_{0.3}Dy_{0.7}Fe_{1.92}$) | Galfenol ($Fe_{81.6}Ga_{18.4}$) |
|---|---|---|
| **Mechanical Properties** | | |
| Density, kg/m$^3$ | 9200 | 7800 |
| Tensile Strength, MPa | 28-40 | 350 |
| Compression Strength, MPa | 300-880 | |
| Young's Modulus , GPa (depends on the magnetic field strength) | 18-55 | 40-60 |
| Volumetric modulus of elasticity, GPa | 90 | 125 |
| Minimum Laminate Thickness, Gpa | 1 | 0.25 |
| **Magnetostrictive Properties** | | |
| Strain (estimated linear), ppm | 800 -1200 | 200 -250 |
| Piezomagnetic Constant, nm/A | 6-10 | 20-30 |
| Energy Density, kJ/m$^3$ | 4.9 -25 | 0.3 -0.6 |

Currently, magnetostrictive materials are used as actuator elements of magneto-mechanical transducers or active components of intelligent materials, as converters of

electromagnetic energy (for example, mechanical energy) [22], as pressure sensors [23], and magnetostrictive motors [24].

**Shape memory alloys**

The alloys which have unusual property to restore the initial form at heating after deformation are called shape memory alloys (SMA) [2]. This effect is as follows in a rubber-like behavior in which large deformations are restored at a constant temperature (the effect of super elasticity), as well as in the complete restoration of deformation because of temperature changes.

This behavior is due to a change in the crystal structure, which consists in the appearance of micro-crystals of the martensitic phase. The martensitic transition is due to the polymorphic transition of the crystal structure from the initial phase to the martensitic [1]. Fig. 6 shows the process of phase transition from austenite to martensite and back. The alloy with the "memory effect" is fixed in its original form, which it "remembers", then subjected to annealing at 500°C. In the annealing process, an inelastic solid high-temperature phase of the alloy, austenite, formed. Upon further cooling of the sample, an elastic, easily deformed low-temperature phase martensite is formed. Upon further deformation and heating of the alloy, the atoms form an austenitic lattice and the shape of the specimen restores.

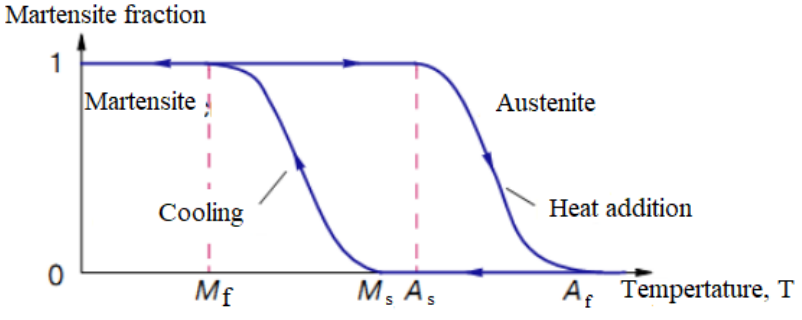



**Figure 6 – Temperature dependence of the content of the martensitic phase in the forward and reverse martensitic transformations**

Of the large number of SMA, the most promising for practical use are alloys based on copper (Cu) and nickel (Ni) elements. Copper-based SMA have a higher transition temperature than nickel-based alloys (in the range from -200 to +200°C), which allows them to be used at temperatures above 100°C. Recovery after deformation for SMA based on copper ranges from 3% for Cu-Al-Ni to 4% for Cu-Zn-Al alloy. The disadvantages of copper alloys are the low strength and the corrosion resistance. Ni-Ti alloys have the largest recoverable deformation, which reaches 7%, and their disadvantage is the low phase transition temperature (from -200°C to +100°C) [3]. Recoverable deformation is up to 7%, which in combination with high strength and corrosion resistance of Ni-Ti alloys is the basis of their successful application. The most well-known alloy with a memory effect is the alloy Nitinol based on nickel and titanium [26]. Deformation diagrams are used to calculate the properties and behavior of these materials (Fig. 7) [27].

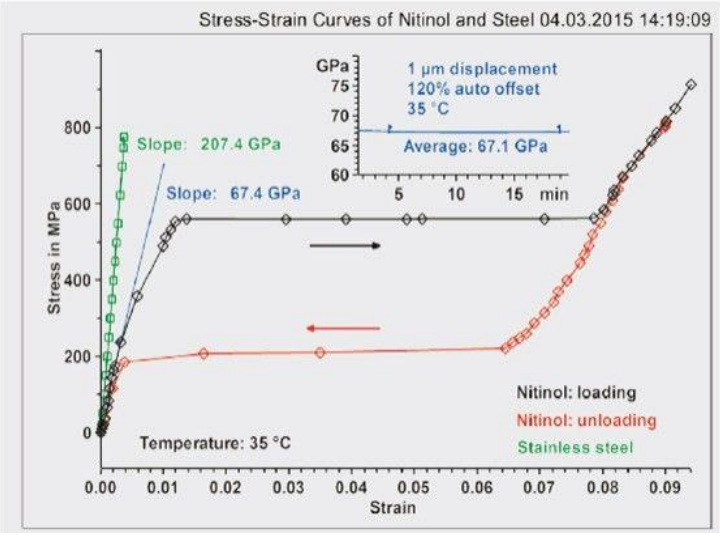



**Figure 7 – Deformation diagram showing the behavior of ordinary and super-elastic alloys**

The shape memory alloys are studied as vibration dampers for launch vehicles and commercial jet engines [28-29]. These materials promise to reduce high vibration loads on payloads during start-up, as well as on the fan blades in commercial jet engines. The previous allows to produce lighter and more efficient design. In additional the SMA is used to monitor the control surfaces of aerospace structures [30] for high impact loads, such as ball bearings and chassis [31-32].

## Self-healing materials

Self-healing are called the materials that can self-consistent heal defects that appear in them [33]. Today, in polymers, due to their high diffusion rates and the presence of transverse-molecular bonds, most successfully implement the self-healing process. The necessary condition for self-repair of damage is the formation of a movable phase that can "tighten" the rupture. Depend on the material used, the required temperature may vary: environmental temperature for concrete, low temperature (<120°C) for polymers (and their compounds), high temperature for metals (<600°C) and for ceramic (> 800°C).

One way to create self-healing polymers is to use thermosetting polymers and their ability to strengthen by crosslinking polymer chains. Thin-walled inert fragile capsules with a healing substance are introduced into the polymer, in case of rupture occurrence the capsule breaks, the reagent that heals the damage is released and spreads into the rupture through the capillaries (Fig. 8). It is mixed with catalyst and reagent for healing, pre-embedded in the material (separately from each other), hardens and seals cracks [34].

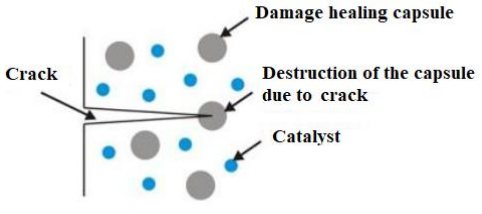



**Figure 8 – Self-healing material with capsules with a substance that heals damage**

Nowadays, ceramic self-healing materials are under development. Oxidative reactions are often used in self-healing ceramic materials with the volume of oxide exceeding the volume of the source material. As a result, the products of these reactions due to the increasing in volume can be used to fill small ruptures [35].

Metallic materials are much more difficult to be subjected to the self-healing process compared to polymers. The main reason is that the metal atoms are strongly

interconnected, have small sizes and low diffusion coefficients.

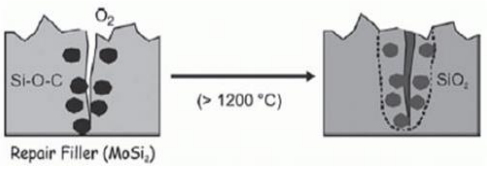



**Figure 9 – Self-healing of cracks by oxidation of SiC-ceramics**

One way is to form sediment in defective places, which stops further growth of destruction. This mechanism is called "damage prevention". The main idea is to prevent the formation of voids by diffusion of sediment from supersaturated solid solution (alloy) [36]. In addition, another approach is used: strengthening the matrix of the alloy with micro-fibers or threads made of an alloy with a shape memory, such as Nitinol. If the composite is ruptured, the heating of the material activates the restoration of the shape of the threads with the "memory effect", which compress the ruptures and close them [37].

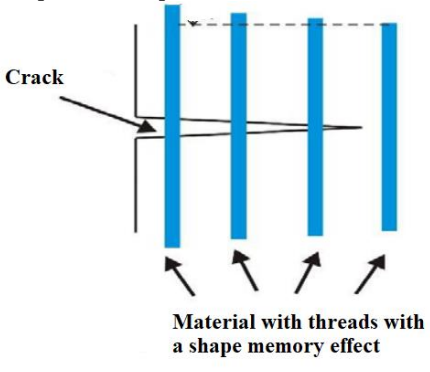



**Figure 10 – Material that is self-healing due to threads with a shape memory effect**

There are other ways to create self-healing materials. For example, the presence in composites of micro-scale channels filled with liquid, or self-healing with acoustic energy [38]. There are self-healing composites, in which due to the piezoelectric effect, the mechanical energy applied to the material converted into electricity, which, in turn, leads to the electrochemical process of self-healing with electrolyte [39]. The self-healing effect is used in the aerospace industry [40], for corrosion protection of metals [41], where it is necessary to restore mechanical and geometric properties [42] and heal damage after a ballistic impact projectile [43].

## Scientific novelty

In this article the data and analysis were performed. The obtained information allowed to formalize the properties of the considered intellectual materials, as well as to investigate examples of their use in the rocket and space industry. As a result, it is now possible to evaluate the possibility of their further use for the effective solution of complex design problems which inevitably leads to the emergence of new technological solutions through the introduction of smart designs.

## Conclusions

The reviewed literature has shown that the properties of the intelligent materials are not only actively used in various fields, but also have the potential and ability to be effectively introduced in the rocket and space industry. These materials can, adapt to constantly changing operating conditions due to self-regulation of rigidity, absorption of vibrations, the ability to maintain the form stability, ability to repair defects and damages. For example, it is possible to reduce the longitudinal oscillations of the launch vehicle on the active part of the trajectory or to absorb vibrations and adjust the stiffness during the separation of stages. The development and improvement of the characteristics of rocket and space technology is possible due to the need to change the approach from the use of traditional materials, the properties of which are determined only by their structure, to multifunctional materials with special properties. The considered in the article use of the intellectual materials along with their special properties will enable not only to solve particular problems, but also to improve existing constructive schemes and elements. Finally, it will be possible to add the programmed "smart" reaction of a design to react to changes of an environment.

## Bibliographic references


1. K. Worden. (2006) *Novye intellektualnye materialy i konstruktsii. Svoystva i primenenie* [New intelligent materials and designs. Properties and applications]. Moscow: Technosphere, p. 223 c [in Russian].

2. Koktsinskaya Y.M. (2016) "Umnye" materialy i ikh primenenie (obzor) [Smart "materials and their applications (overview).] Scientific journal "Video Science", vol.1, no. 1. [in Russian].

3. Babayevsky P.G. (2010) Intellektualnye strukturnye nanomaterialy [Intelligent Structural Nanomaterials Educational-methodical complex of the discipline]: Moscow: Izd. Dom MISiS, p. 154 [in Russian].

4. Electrostriction effect. Retrieved from https://misis.ru/university/news/science/2018-02/5199/.( date of the application 20.05.2021) (unpublished).

5. G.A. Mamedov, A.Ye. Panich, M.A. Kurbanov, I.S. Sultanakhmedova, A.A. Mekhtil, F.F. Yakhyaev, F.N. Tatardar, (2010) Pezoelektricheskie kompozity s vysokoy ustoychivostyu pezomodulya k vozdeystviyam mekhanicheskogo i temperaturnogo poley [Piezoelectric composites with high stability of the piezomodule to the effects of mechanical and temperature fields]. Solid state physics, vol. 52, no. 6.

6. V. V. Shvartsman, D. A. Kiselev, A. V. Solnyshkin, D. C. Lupascu M. V. Silibin, “Evolution of poled state in P(VDFTrFE)/(Pb,Ba)(Zr,Ti)O3 composites probed by temperature dependent Piezoresponse and Kelvin Probe Force Microscopy”//Scientific Reports. 10 January 2018

7. Jin J., Wang Q., Quek S.T. Lamb wave propagation in a metallic semi-infinite medium covered with piezoelectric layer. Int. J. Solids Struct.2002; 39:2547–2556.

8. Jin J., Quek S.T., Wang Q. Analytical solution of excitation of Lamb waves in plates by inter-digital transducers. P Roy. Soc. A-Math. Phy.2003; 459:1117–1134.

9. Wang S.Y., Tai K., Quek S.T. Topology optimization of piezoelectric sensors/actuators for torsional vibration control of composite plates. Smart Materials and Structures, vol. 15, Issue 2, pp. 253-269 (2006).

10. Duan W.H., Quek S.T., Lim S.P. Finite element solution for intermittent-contact problem with piezoelectric actuation in ring type USM. Sciencedirect Volume 43, Issue 3, January 2007, Pages 193-205

11. Tua, P.S., Quek, S.T., Wang, Q. (2005-12-01). Detection of cracks in cylindrical pipes and plates using piezo-actuated Lamb waves. Smart Materials and Structures 14 (6). 2005: pp 1325-1342.

12. Tua, P.S., Quek, S.T., Wang, Q. (2005). Detection of crack in thin cylindrical pipes using piezo-actuated lamb waves. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering 5765 (PART 2). 2005: pp 820-831.

13. Yujun Kim, Fu-Kuo Chang. Computational tool for the design of structures with built-in piezoelectric-based sensor networks Proceedings Smart Structures and Materials. Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace; San Diego, CA, USA. 2005;

14. Jin J., Quek S.T., Wang Q. Wave boundary element to study Lamb wave propagation in plates. J. Sound Vibr.2005; 288:195–213

15. Jin J., Quek S.T., Wang Q. Design of interdigital transducers for crack detection in plates. Ultrasonics. 2005; 43:481–493.

16. Duan W.H., Quek S.T., Wang Q. A novel ring type ultrasonic motor with multiple wavenumbers: design, fabrication and characterization.

17. Electrostriction effect. Retrieved from https://www.youtube.com/watch?v=JMHEQ-c9sAI/. (date of the application 20.05.2021)

18. Helicopter rotor blade vibration control on the basis of active/passive piezoelectric approach / Sergey Shevtsov, Arcady Soloviev, Vladimir Acopyan, Ivan Samochen // PHYSCON 2009, Catania, Italy.

19. A.V. Shaporev. (2017) Magnitorezistivnye svoystva binarnykh splavov na osnove zheleza i redkozemelnykh metallov [Magnetoresistive properties of binary alloys based on iron and rare earth metals] (PhD Thesis), Moscow: Moscow State University named after M.V. Lomonosov "

20. Stewart Sherrit and Benoy K. Mukherjee "Electrostrictive materials: characterization and applications for ultrasound", Proc. SPIE 3341, Medical Imaging 1998: Ultrasonic Transducer Engineering, (1 May 1998);

21. Eric Summers, Vice President & Chief Scientist// Galfenol –A New Class of Magnetostrictive Materials, Journal of Materials Science, 2015. Metals. Retrieved from URL: http://tdvib.com/galfenol/. (date of the application 20.05.2021)

22. Y. Kikuchi, "Performance of magnetostrictive transducers made of aluminum-iron alloy or nickel-copper ferrite", J. Acoust. Soc. Am., vol. 29, pp. 569-573, May 1957.

23. Y. Kikuchi, H. Shimizu and T. Uekusa, "Force factor of magnetostriction vibrators under hydrostatic pressure of 70 atm", Acoust. Soc. of Japan Repts. Spring Meeting, no. 1-1-8, 1964-May.

24. A.G.Olabi A. Grunwald. Design and application of magnetostrictive materials. Smart Materials and Structures, vol. 29, Issue 2, 2008, Pages 469-483

25. O. V. Akimov, Sundus Mokhammed Nuri (2016) Splavy s effektom pamyati formy. istoriya poyavleniya i razvitiya, fizika protsessa ikh unikalnykh svoystv [Shape memory alloys. history of appearance and development, physics of the process of their unique properties]. Kharkov: Bulletin of NTU "KhPI", no. 14.

26. Struk V.A., Pinchuk L.S., Myshkin N.K., Goldade V.A., Vityaz P.A. (2010) Materialovedenie v mashinostroenii i promyshlennykh tekhnologiyakh [Materials science in mechanical engineering and industrial technologies]. - Moscow: Intellect, p 536.

27. Mettlertoledo. Characterization of Shape Memory Metals. Retrieved from URL:https://www.mt.com/id/en/home/campaigns/productorganizations/ana/GLEN/LAB_DMA_1702.html. (date of the application 20.05.2021)

28. Y. Chen, V. Wickramasinghe, and D.G. Zimcik, “Development of Adaptive Seat Mounts for HelicopterVibration Suppression”. Cansmart 2006, Proceedings: International Workshop Smart Materials and Structures, Ed. G. Akhras, Toronto, ON, pp.9-19.

29. V. Wickramasinghe, D. Zimcik, and Y. Chen, “A Novel Adaptive Structural Impedance Control Approach to Suppress Aircraft Vibration and Noise”. RTO AVT Symposium on “Habitability of Combat and Transport Vehicles: Noise, Vibration and Motion”, Prague, Czech Republic, published in RTO-MP-AVT-110, 2004, pp. 16-1 to 16-13.

30. The Ultraquiet cabin system developed by Ultra Electronics Ltd can be found on the following platforms: Saab 340 A, B, Bplus and 2000; Bombardier Dash 8 Q100, Q200, Q300 and Q400; King Air 350, 90, 200 and 300; Challenger 640; and Air Commander.

31. Salvatore Ameduri, Antonio Concilio, Nunzia Favaloro and Lorenzo Pellone. “A Shape Memory Alloy Application for Compact Unmanned Aerial Vehicles”, Published 31 May 2016.

32. Naresh, C.; Bose, P. S. C.; Rao, C. S. P., “Shape memory alloys: a state of art review”, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Volume 149, Issue 1, (2016).

33. Kessler M. Self-healing: a new paradigm in materials design // Proc. IMechE Part G: J. Aerospace Engineering. 2007. Vol. 221. P. 479-495.

34. Haiyan L., Rongguo W., Wenbo L. Preparation and self-healing performance of epoxy composites with microcapsules and tungsten (VI) chloride catalyst // Journal of Reinforced Plastics and Composites. 2012. Vol. 31. № 13. P. 924-932.

35. Yoshioka S., Nakao W. Methodology for evaluating self-healing agent of structural ceramics // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2015. Vol. 26. №11. P. 1395–1403.

36. Shinya N., Kyono J., Laha K. Self-healing Effect of Boron Nitride Precipitation on Creep Cavitation in Austenitic Stainless Steel // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2006. Vol. 17. P. 1127-1133.

37. T.C. Bor. L. Warnet. Modeling of Stress Development during Thermal Damage Healing in Fiber-reinforced Composite Materials Containing Embedded Shape

Memory Alloy Wires // Journal of Composite Materials. 2010. Vol. 44. № 22. P. 2547-2572.

38. Fehrman B., Korde U. Targeted delivery of acoustic energy for self-healing // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2013. Vol. 24. № 15. P. 1865-1887.

39. Soroushian P., Nassar R., Balachandra A. Piezo-driven self-healing by electrochemical phenomena // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2013. Vol. 24(4). P. 441–453.

40. Williams H., Trask R., Bond I. A probabilistic approach for design and certification of self-healing advanced composite structures // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part O: J. Risk and Reliability. 2011. Vol. 225. P. 435-449.

41. Brancart J., Scheltjens G., Muselle T., Bruno Van Mele. Atomic force microscopy–based study of self-healing coatings based on reversible polymer network systems // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2014. Vol 25. №1. P. 40–46.

42. Phillips D., Baur J. A Granular Core for Self-healing, Variable Modulus Sandwich Composites // Journal of Composite Materials. 2010. Vol. 44. № 22. P. 2527-2545.

43. Haase T., Rohr I., Thoma K. Dynamic temperature measurements on a thermally activated self-healing ionomer // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2014. Vol 25. № 1. P. 25–30.

*Received by the Editorial Board on May 25, 2021.*

## Information about the authors

Petelko Yevhenii Serhiyovych, Ukraine,
Oles Honchar Dnipro National University
Post-graduate student
Area of interest – mechanics of deformed solid

Lipovskyi Volodymyr Ivanovich, Ukraine.
Oles Honchar Dnipro National University. Associate Professor of the Department of Design and Construction. Ph.D. in Physics and Mathematics
Area of interest – mechanics of deformed solid

УДК 629.78.085

DOI: 10.15421/452104

# ЯВИЩЕ ЛОКАЛЬНОГО БЛИЖНЬОГО ПІКУ МІНІМАЛЬНО НЕОБХІДНОЇ СТАРТОВОЇ МАСИ У ПРОЕКТУВАННІ ТАКТИЧНИХ І ЗЕНІТНИХ КЕРОВАНИХ РАКЕТ

А.М. Чубаров

*Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»*
*49008, м. Дніпро, вул. Криворізька, 3, Україна*

**Анотація. Дана стаття має на меті висвітлення явища локального ближнього піку мінімальної необхідної стартової маси тактичних і зенітних керованих ракет. Дане явище було виявлене автором під час дослідження областей оптимальних проектних рішень (проектних параметрів) для вказаних класів ракет. Це явище виникає під час проектування ракет вказаних класів мінімальної маси при наявності обмеження на мінімально допустиму кінцеву швидкість польоту на нульових або гранично малих висотах. Суть даного явища полягає у тому, що залежність мінімальної стартової маси від дальності при заданих обмеженнях не є монотонною і містить локальний максимум на деякій дальності польоту у «ближній» зоні дії та локальній мінімум на деякій дальності у «середній» зоні дії. Дослідження проводилось шляхом двокритеріальної оптимізації проектних параметрів вказаних класів ракет з одночасною оптимізацією траєкторій польоту за допомогою генетичного алгоритму. У розглянутому основному розрахунковому випадку мінімально необхідна (пікова) стартова маса при стрільбі на дальність 25 км аналогічна мінімально необхідній масі при стрільбі на дальність 80 км. Неврахування такої особливості залежності мінімально необхідної стартової маси від дальності польоту може призвести до того, що дальності в області розташування піку будуть для ракети недосяжні з мінімально необхідною кінцевою швидкістю. Для аналізу причин, що викликають дане явище додатково було розглянуто розрахунковий випадок польоту тактичної ракети на різні дальності за оптимальними з точки зору максимальної кінцевої швидкості траєкторіями. Отримані результати дозволили визначити причини виникнення явища локального ближнього піку мінімальної необхідної стартової маси. Дане явище необхідно обов'язково враховувати при проектуванні ракет розглянутих класів для забезпечення досяжності усього діапазону дальностей з виконанням заданих обмежень.**

**Ключові слова: ТАКТИЧНА РАКЕТА, ЗЕНІТНА КЕРОВАНА РАКЕТА, ПРОЕКТУВАННЯ, МІНІМАЛЬНА СТАРТОВА МАСА.**

# ЯВЛЕНИЕ ЛОКАЛЬНОГО БЛИЖНЕГО ПИКА МИНИМАЛЬНО НЕОБХОДИМОЙ СТАРТОВОЙ МАССЫ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ТАКТИЧЕСКИХ И ЗЕНИТНЫХ УПРАВЛЯЕМИХ РАКЕТ

А.Н. Чубаров

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»*
*49008, г. Днепр, ул. Криворожская, 3, Украина*

**Аннотация. Цель данной статьи – освещение явления локального ближнего пика минимально необходимой стартовой массы тактических и зенитных управляемых ракет. Данное явление было обнаружено автором в ходе исследования областей оптимальных проектных решений (проектных параметров) для указанных классов ракет. Это явление возникает при проектировании ракет указанных классов минимальной массы при наличии ограничения на минимально допустимую конечную скорость полета на нулевых или предельно малых высотах. Суть данного явления заключается в том, что зависимость минимальной стартовой массы от дальности при заданных ограничениях не является монотонной и содержит локальный максимум при некоторой дальности полета в «ближний» зоне действия и локальной минимум при некоторой дальности в «средний» зоне действия. Исследование проводилось путем двукритериальной оптимизации проектных параметров ракет указанных классов с одновременной оптимизацией траекторий полета с помощью генетического алгоритма. В рассматриваемом основном расчетном случае минимально необходимая пиковая стартовая масса при стрельбе на дальность 25 км аналогична минимально необходимой массе при стрельбе на дальность 80 км. Неучет такой особенности зависимости минимально необходимой стартовой массы от дальности полета может привести к тому, что дальности в области расположения пика будут для ракеты недостижимы с минимально необходимой конечной скоростью. Для анализа причин, вызывающих данное явление, дополнительно были рассмотрены расчетный случай полета тактической ракеты на разные дальности по оптимальным с точки зрения максимальной конечной скорости траекториям. Полученные результаты позволили определить причины возникновения явления локального ближнего пика минимально**

© А.Н. Чубаров

**необходимой стартовой массы. Данное явление необходимо обязательно учитывать при проектировании ракет рассматриваемых классов для обеспечения досягаемости всего диапазона дальностей с выполнением заданных ограничений.**
**Ключевые слова: ТАКТИЧЕСКАЯ РАКЕТА, ЗЕНИТНАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА, ПРОЕКТИРОВАНИЕ, МИНИМАЛЬНАЯ СТАРТОВАЯ МАССА.**

# PHENOMENON OF THE LOCAL CLOSE-RANGE PEAK OF MINIMUM REQUIRED LAUNCH MASS IN TACTICAL AND SURFACE-TO-AIR MISSILES DESIGN

A.M. Chubarov
*Yuzhnoye State Design Office*
*Dnipro, 3, Krivorozhskaya Street, 49008, Ukraine*

**Abstract. The aim of this article is to highlight the phenomenon of the local close-range peak of the minimum required launch mass of tactical and surface to air guided missiles. This phenomenon was identified by the author during the study of the areas of optimal design solutions (design parameters) for these classes of missiles. This phenomenon occurs during the design of missiles of these classes of minimum mass in the presence of constrains on the minimum allowable terminal velocity at zero or extremely low altitudes. The essence of this phenomenon is that the dependence of the minimum launch mass on the range at given constraints is not monotonic and contains a local maximum at some close range and a local minimum at some "middle" range. The research was carried out by two-criterion optimization of design parameters of the specified classes of missiles with simultaneous optimization of flight trajectories using genetic algorithm. In the considered basic calculation case, the minimum required (peak) launch mass when shooting at a range of 25 km is similar to the minimum required mass when shooting at a range of 80 km. Failure to take into account this feature of the dependence of the minimum required launch mass on the flight range can lead to the fact that the distances in the location of the peak will be unattainable for the missile with the minimum required terminal velocity. To analyze the causes of this phenomenon, the calculated case of a tactical missile flying at different distances on optimal trajectories with maximum terminal velocity was additionally considered. The obtained results allowed to determine the causes of the phenomenon of local close-range peak of the minimum required launch mass. This phenomenon must be taken into account when designing missiles of the considered classes to ensure the reach of the entire span of range with the specified constrains.**
**Keywords: TACTICAL BALLISTIC MISSILE, SURFACE-TO-AIR MISSILE, DESIGN, MINIMUM LAUNCH MASS**

## Вступ

У рамках класичного проектування літальних апаратів (ЛА) початкові проектні параметри (ПП) оцінюються на основі попереднього досвіду проектування та (або) аналізу аналогів, після чого проводяться балістичні розрахунки, на основі результатів яких ПП уточнюються. Процес вирішення цих задач часто є у значній мірі творчім, замість формалізованого.

Практика проектування тактичних (ТР) і зенітних керованих ракет (ЗКР) показує, що вибір оптимальних опорних траєкторій в процесі визначення оптимальних ПП ракет даних класів є вкрай важливим. У проектуванні ракетної техніки широко застосовується системний підхід [1]. З точки зору системного підходу задача вибору ПП має підпорядковуватись (вирішуватись у рамках) задачі ефективного польоту у кінцеву точку призначення (КТП).

При вирішенні задачі розрахунку оптимальних ПП таким способом виявляються певні особливості областей оптимальних проектних рішень, одній із яких і присвячена дана стаття.

## Постановка задачі досліджень

У відомій літературі [1 – 8], присвяченій проектуванню ТР і ЗКР, не акцентується увага на виборі розрахункових випадків при балістичному проектуванні ракет даних класів. Традиційно вирішується пряма задача балістичного проектування – визначаються характеристики ракети при заданих дальності польоту та масі корисного вантажу [2]. Як правило, у якості визначальної дальності польоту приймається необхідна максимальна дальність.

Політ ТР і ЗКР проходить у щільних шарах атмосфери, а їх траєкторії у значній мірі залежать від аеродинамічних сил

(аеробалістичні траєкторії) і можуть бути доволі різноманітними. Як показали проведені автором дослідження, описаний вище підхід до вибору визначального розрахункового випадку при проектуванні ТР і ЗКР при наявності деяких обмежень та особливостей масового блоку проектування ракети не завжди виправданий. Було виявлене явище, назване автором «локальним ближнім піком мінімальної необхідної стартової маси» (далі по тексту – просто піком). Дане явище необхідно обов'язково враховувати при проектуванні ТР і ЗКР при наявності обмеження на мінімальне значення кінцевої швидкості польоту.

Наявність обмеження мінімально-необхідної кінцевої швидкості характерне:

– для ЗКР, кінцева швидкість якої має бути достатньою для ураження маневруючої цілі, що особливо важливо на гранично малих висотах;

– для ТР з точки зору подолання протиракетної оборони або з точки зору застосування спеціальних бойових частин, для ефективної дії яких необхідна достатня кінцева швидкість.

Явище піку було виявлене в ході аналізу даних, отриманих в процесі іншого дослідження, що наразі проводиться автором. Метою ж даного, більш вузького дослідження є акцентування уваги на цьому явищі, оскільки воно не описане у літературі і заслуговує на окрему увагу.

Для забезпечення мети дослідження необхідно вирішити наступні задачі:

– описати явище локального ближнього піку мінімальної необхідної стартової маси;

– проаналізувати його причини та наслідки;

– дати рекомендації щодо проведення подальших проектних розрахунків, а також пред'явлення вимог до перспективних ЗРК та ТРК.

Врахування явища піку при проектуванні ТР і ЗКР забезпечить можливість коректного вибору розрахункових випадків і уникнення можливих проектних помилок при визначенні оптимальних ПП, пов'язаних з недостатністю енергетики ракети у діапазоні дальностей розташування піку. Це, в свою чергу, забезпечить пришвидшення виконання проектних робіт та покращить якість отримуваних проектних результатів.

## Вирішення задачі

*Опис методів дослідження*

У якості основного розрахункового методу дослідження застосована багатокритеріальна парето-оптимізація за допомогою генетичного алгоритму.

Цільова функція проектування представляє програму, яка приймає на вхід проектні параметри ракети та управляючі параметри поліноміально-раціональної моделі програмного польоту [9], у тому числі і дальність польоту, а повертає вектор значень цільових функцій.

У цільовій функції-програмі моделюється політ твердопаливної ракети, виконаної за нормальною аеродинамічною схемою з відповідними аеродинамічними характеристиками.

У якості проектних параметрів ракети розглядаються:

– $\mu_п$ – коефіцієнт відносної маси палива;

– $\mu_1$ – коефіцієнт тягоозброєнності на стартовому режимі роботи ракетного двигуна на твердому паливі (РДТП);

– $\mu_2$ – коефіцієнт тягоозброєнності на маршевому режимі роботи РДТП;

– $k_{ст}$ – коефіцієнт відносного часу роботи РДТП у стартовому режимі;

– D – діаметр ракети (м).

Маса корисного вантажу $M_{кв}$, як сумарна маса головної частини та хвостового відсіку, задається за статистичними даними співвідношенням

$$M_{КВ}(D) = \frac{404,7 \cdot \pi \cdot D}{(D+0,418)\cdot(D-0,075)}. \quad (1)$$

Аналогічно, маса РДТП в залежності від діаметра і маси твердого палива визначається співвідношенням

$$M_{РДТП}(m_п, D) = 1,176 \cdot m_п + \\ +223,9 \cdot D - 32,19, \quad (2)$$

де $m_п$ – маса палива.

Маса ракети визначається за допомогою вирішення масового рівняння

$$M_{ЗКР}\left(\mu_n, D\right) = M_{ГЧХВ}\left(D\right)\times$$
$$\times\frac{1-\xi\left(m_n, D\right)}{1-\mu_n-\xi\left(m_n, D\right)}, \quad (3)$$

де

$$m_n = \mu_n \cdot M_{ЗКР}\left(\mu_n, D\right); \quad (4)$$

$$\xi\left(m_n, D\right) = 1-\frac{m_n}{M_{РДТП}\left(m_n, D\right)}. \quad (5)$$

Діаграма тяги двигуна – дворежимна, кусково-ступінчата. Параметри атмосфери задаються згідно з [10].

Для моделювання польоту застосована система диференційних рівнянь руху ЛА з двома ступенями свободи в атмосфері сферичної необертаючоїся планети [11]. Для пришвидшення розрахунку (зменшення жорсткості системи диференційних рівнянь руху) прийняті припущення про без інерційний обертовий рух навколо центру мас та про ідеальну роботу системи стабілізації ЛА. Інтегрування системи диференційних рівнянь проводилось методом Адамса-Бешфорта-Мултона.

Для визначення управляючого кута атаки використовується широко застосовуваний метод пропорційно-диференційного керування [12].

Мінімальний швидкісний напір в пасивному польоті обмежено значенням 1000 Па для опосередкованого забезпечення керованості і стабільності польоту.

Точність описаного підходу до розрахунку траєкторій у порівнянні з детальними моделями, застосовуваними при високоточних балістичних розрахунках, оцінюється на рівні 2,5 – 3,5 %.

**Опис та аналіз результатів дослідження**

У випадку парето-оптимізації ПП та траєкторій польоту ЗКР при обстрілі радіогоризонту за критеріями мінімальна маса – максимальна дальність виникає проблема з отриманням траєкторій для дальностей польоту менше 45 км (рис. 1).

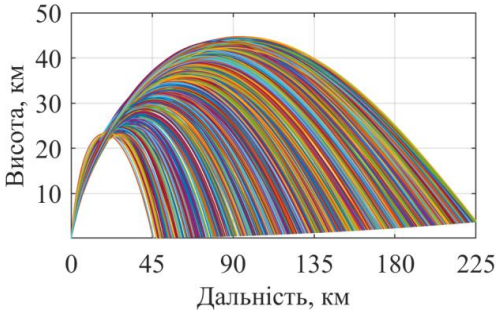



**Рисунок 1 – Множина оптимальних траєкторій ЗКР з оптимальними для відповідної дальності ПП при обстрілі радіогоризонту**

Оскільки фронт парето за визначенням є монотонним, це наводить на думку, що залежність мінімальної маси ракети від максимальної дальності польоту у даному розрахунковому випадку монотонною не є. Відповідно, в області дальності польоту 45 км гіпотетично знаходиться локальний мінімум залежності мінімально необхідної маси від необхідної максимальної дальності.

Для перевірки даної гіпотези необхідно замінити масу, як цільову функцію, на деяку іншу величину, яка:

– буде функцією маси і дальності;

– буде монотонною відносно дальності з при немонотонній залежності маси від дальності.

Експериментальним шляхом була підібрана функція

$$M_L\left(L, M_0\right) = 10\cdot\lg\left(L\right)+\lg\left(M_0\right), \quad (6)$$

де L – дальність польоту;

$M_0$ – дійсна стартова маса ракети.

При використанні величини $M_L$, як цільової функції замість маси під час розрахунку оптимальних ПП і оптимальних траєкторій польоту ТР було отримано результати для усього діапазону дальностей польоту (рис. 2). При цьому мінімально необхідна кінцева швидкість польоту була обмежена на рівні 400 м/с.

Для даного розрахункового випадку парето-оптимальна залежність мінімальна маса – максимальна дальність представлена на рис. 3. Пік мінімально необхідної стартової маси чітко видимий, його

вершина припадає на дальність польоту 25 км.

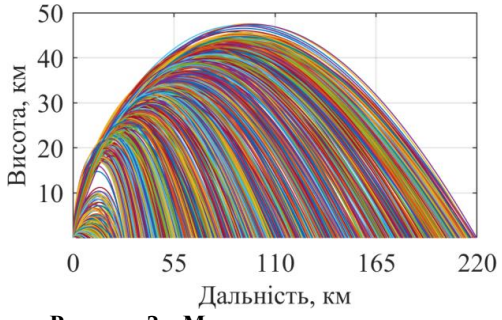



**Рисунок 2 – Множина оптимальних траєкторій ТР з оптимальними для відповідної дальності ПП при обстрілі земної поверхні**

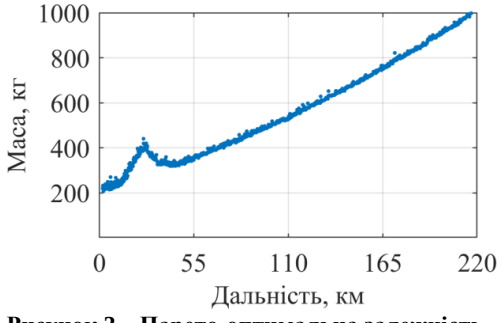



**Рисунок 3 – Парето-оптимальна залежність мінімально необхідної стартової маси ТР від необхідної максимальної дальності польоту**

Очевидно, подібне зростання мінімально необхідної стартової маси є наслідком збільшення втрат енергії (швидкості) при польоті у певних областях простору відносно точки старту. На рис. 4 чітко видно область простору, через яку не проходять оптимальні траєкторій польоту, а на рис. 5 – різке стрибкоподібне зростання оптимальної висоти вершини траєкторії.

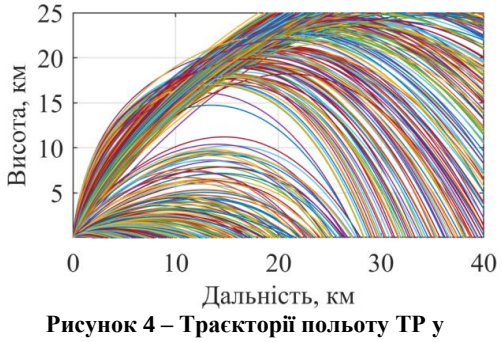



**Рисунок 4 – Траєкторії польоту ТР у ближній зоні дії (збільшення рис. 2)**

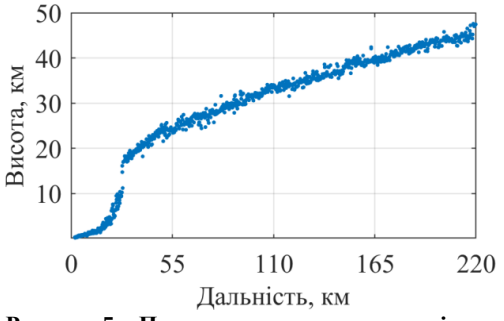



**Рисунок 5 – Парето-оптимальна залежність висоти вершини траєкторії від необхідної максимальної дальності польоту**

Втрати швидкості в польоті можна описати залежністю

$$\Delta V = \int_{t_1}^{t_2} \left( \frac{1}{m} \cdot C_{x\alpha}(\alpha) \cdot q \cdot S_м + g \cdot \sin(\theta) \right) dt, \quad (7)$$

де ΔV – втрата швидкості;

$C_{x\alpha}$ – коефіцієнт сили лобового опору у проекції на вектор швидкості польоту;

α – кут атаки;

q – швидкісний напір;

$S_м$ – площа міделя;

g – прискорення вільного падіння;

θ – кут нахилу траєкторії.

Перший доданок підінтегральної функції – втрати швидкості за рахунок аеродинаміки, другий – за рахунок гравітації. Очевидно, що втрати швидкості за рахунок гравітації є доволі однорідними, так як прискорення вільного падіння змінюється слабо, а кут нахилу траєкторії змінюється монотонно, оскільки траєкторії випуклі (як видно на рис. 2). Що ж до втрат на аеродинаміку якісний аналіз залежності показує, що неефективно рухатись з великою швидкістю у відносно щільних шарах атмосфери (що і спостерігається на рис. 4) з великими кутами атаки, оскільки $C_{xa}(\alpha)$ відчутно збільшується при збільшенні кута атаки.

На рис. 6 представлено залежність середньоінтегрального зваженого за швидкісним напором кута атаки за час польоту (далі – середньоінтегрального кута атаки), який визначається за формулою

$$\overline{\alpha} = \frac{\int_0^{t_к} |\alpha| \cdot q \cdot dt}{\int_0^{t_к} q \cdot dt}. \qquad (8)$$

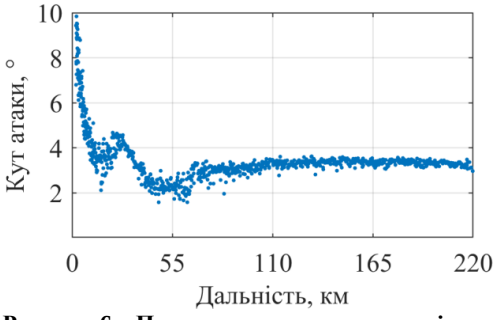



**Рисунок 6 – Парето-оптимальна залежність середньоінтегрального кута атаки від дальності польоту**

На даному графіку чітко видно локальний максимум (на дальності 25 км) та локальний мінімум (на дальності 45 км), положення яких співпадає з відповідними локальними екстремумами маси, показаними на рис. 3.

Таким чином, явище локального ближнього піку мінімальної необхідної стартової маси при проектуванні ракет для ураження цілей на нульових або гранично малих висотах з обмеженням на мінімально необхідну кінцеву швидкість пов'язане з необхідністю для досягнення певного діапазону дальностей у ближній зоні дії здійснення польоту ракетою з високою швидкістю у відносно щільних шарах атмосфери з відносно великими значеннями кута атаки.

Для більш поглибленого аналізу характеру втрат енергетики в польоті було розглянуто розрахунковий випадок польоту ТР зі сталою масою корисного навантаження для діапазону дальностей від 2 до 200 км (рис. 7) і цільовими функціями оптимізації траєкторій максимальна дальність – максимальна швидкість (монотонізована).

Монотонізоване представлення швидкості має вигляд

$$V_L(L) = 0{,}17 \cdot L + V_к, \qquad (9)$$

де $V_к$ – дійсне значення кінцевої швидкості.

Для даного розрахункового випадку область, не заповнена траєкторіями в чистому вигляді не характерна, проте є помітне розрідження у кількості реалізованих траєкторій для зображеної на рис. 8 області.

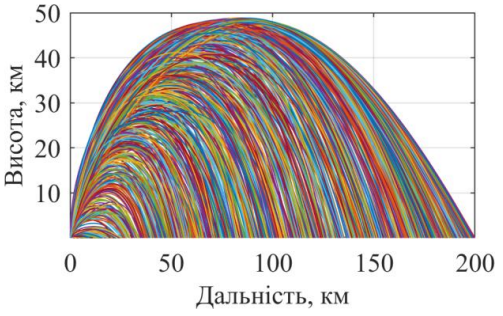



**Рисунок 7 – Множина оптимальних траєкторій ТР зі сталими характеристиками при обстрілі земної поверхні**

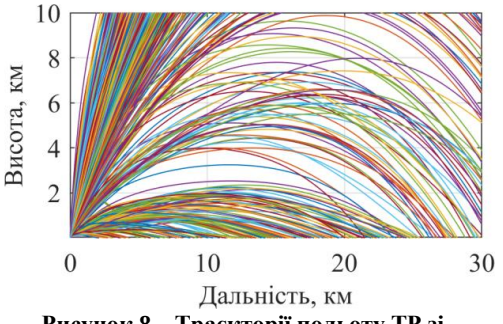



**Рисунок 8 – Траєкторії польоту ТР зі сталими характеристиками у ближній зоні дії (збільшення рис. 7)**

На дальності 25 км це виражається у зламі і стрімкому зростанні у залежності висоти вершини оптимальної траєкторії польоту від дальності, причому зі збільшенням дальності швидкість зростання висоти вершини оптимальної траєкторії зменшується (рис. 9).

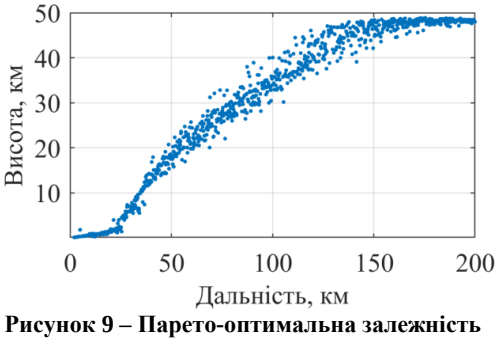



**Рисунок 9 – Парето-оптимальна залежність висоти вершини оптимальної траєкторії від дальності польоту ТР зі сталими характеристиками**

Залежність максимально можливої кінцевої швидкості від дальності польоту для ТР зі сталими характеристиками має характерний вигляд (рис. 10):

– стрімке зростання на початку припадає на активну ділянку траєкторії;

– подальше стрімке зниження пов'язане зі стрімким зростанням середньоінтегрального кута атаки, необхідного для схилення траєкторії для досягнення заданої дальності і польотом на великій швидкості у щільних шарах атмосфери;

– подальше зростання, відповідно, пов'язане зі зменшенням необхідного значення середньоінтегрального кута атаки і збільшенням висоті польоту;

– зменшення швидкості у правій частині графіка викликане збільшенням середньоінтегрального кута атаки для забезпечення кабрування і, таким чином, підвищення дальності.

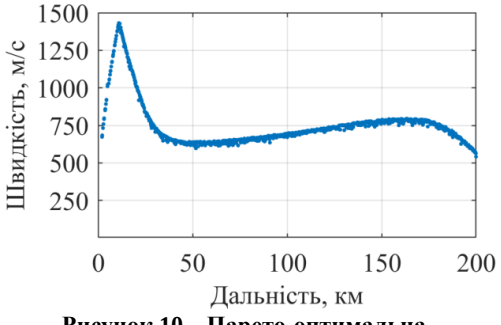



**Рисунок 10 – Парето-оптимальна залежність максимально можливої кінцевої швидкості польоту від дальності для ТР зі сталими характеристиками**

Графік середньоінтегрального кута атаки в залежності від дальності (рис. 11) для траєкторій з пасивною ділянкою (починаючи з дальності 10 км) за формою є оберненим до графіка максимально можливої швидкості польоту (рис. 10).

Це що підтверджує прямий вплив даного показника на втрати енергетики і, відповідно, на проектні параметри ракети при проведенні оптимізації.

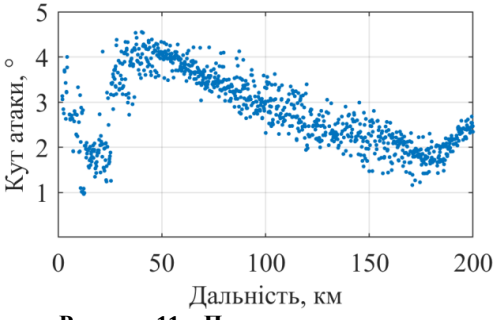



**Рисунок 11 – Парето-оптимальна залежність середньоінтегрального кута атаки від дальності польоту ТР зі сталими характеристиками**

Неврахування такого характеру зміни максимально можливої швидкості польоту (рис. 10) і явища піку як наслідку може призвести до серйозних проектних помилок. Наприклад, при проектуванні ТР або ЗКР з максимальною дальністю польоту 180 км та необхідною мінімальною кінцевою швидкістю 750 м/с при виборі розрахункового випадку лише з максимальною дальністю характеристики розглянутої вище ракети були б достатніми. Однак дальності від 30 до 130 км для такої ракети були б недосяжні із заданою мінімально необхідною кінцевою швидкістю.

Наслідком явища піку з точки зору розроблення вимог до перспективних ЗРК є те, що, наприклад, (для розглянутого у даній роботі випадку) пікова мінімальна стартова маса для дальності 25 км аналогічна мінімальній стартовій масі для дальності 80 км, а від так, розробка ЗРК (крім ЗРК ближньої зони дії) з максимальною дальністю ураження цілей менше 80 км є нераціональною.

Для уникнення подібного типу явищ, пов'язаних із немонотонністю залежностей між характеристиками ЛА при проведенні оптимізації їх проектних параметрів рекомендується розробка та широке впровадження у практику проектних методик на основі багатокритеріальної парето-оптимізації із застосуванням техніки мототонізації цільових функції.

## Наукова новизна

Наукова новизна отриманих результатів полягає у тому, що виявлені особливості залежності мінімально необхідної стартової маси (при наявності обмежень на мінімально необхідну кінцеву швидкість), максимальної кінцевої швидкості та середньоінтегрального кута атаки (для ракети зі сталими характеристиками) від дальності не описуються у літературі. Новітнім можна також вважати підхід, за допомогою якого були отримані представлені результати - багатокритеріальна парето оптимізація з використанням техніки монотонізації цільових функцій.

## Висновки

1. Описане виявлене у ході дослідження областей оптимальних проектних рішень (проектних параметрів) ТР і ЗКР явище локального ближнього піку мінімальної необхідної стартової маси. При стрільбі на мінімальні висоти за наявності обмеження на мінімально необхідну кінцеву швидкість польоту мінімально необхідна стартова маса ракети в області піку перевищує очікувану на 50%.
2. Проведено аналіз причин та наслідків даного явища.
3. Дані рекомендації по його урахуванню у подальших проектних розрахунках та формуванні вимог до перспективних ракетних комплексів.

## Бібліографічні посилання


1. Архангельский И.И., Афанасьев П.П., Болотов Е.Г. и др. Проектирование зенитных управляемых ракет / ред. Голубев И.С., Светлов В.Г. Изд. второе, перераб. и доп. Москва: Изд-во МАИ, 2001. 732 с.
2. Павлюк Ю.С. Баллистическое проектирование ракет: Учебное пособие для вузов. Челябинск: Изд. ЧГТУ, 1996. 92 с.
3. Николаев Ю.М., Панин С.Д., Соломонов Ю.С., Сычев М.П. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет. Часть I: Учебное пособие Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. 104 с.
4. Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. Москва: Воениздат, 1979. 240 с.
5. Даркин И.И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности. Москва: Машиностроение, 1973. 224 с.
6. Fleeman E. L. Tactical Missile Design. Reston: AIAA Inc., 2006. 468 p.
7. Boord W. J., Hoffman J. B. Air and Missile Defense Systems Engineering. Boca Raton: CRC Press, 2016. 245 p.
8. Riddle D. B., Hartfield R. J., Burkhalter J. E., Jenkins R. M. Genetic-Algorithm Optimization of Liquid-Propellant Missile Systems. Reston: AIAA Inc., AIAA Journal of Spacecraft and Rockets. 2009, Vol. 46, No. 1. p. 151 – 159
9. Chubarov A. Constructing the models of programmed flight for path calculation in designing tactical and anti-aircraft guided missiles. Kharkiv: PC Technology center. Easter-European Journal of Enterprise Technologies / Mathematics and cybernetics – applied aspects. 2021, 1/4 (109). p. 21 – 30
10. ISO 2533:1975. Standard Atmosphere. 1975. 108 p.
11. Vinh N.X., Busemann A., Clop R.D. Hypersonic end planetary entry flight mechanics. Ann Arbor: University of Michigan Press, 1980. 357 p.
12. Phillips C. L., Parr J. M. Feedback Control Systems. 5th ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, Inc., 2011. 784 p.


*Надійшла до редколегії 20.03.2021р.*

## Відомості про автора

Чубаров Антон Миколайович, Україна

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне». Провідний інженер-конструктор.

Сфера інтересів –

UDC 629.7

DOI: 10.15421/452105

# CYCLOGRAMS OF THE ST-25 HALL THRUSTER STARTING

O. Alekseenko[1], A. Kashaba[2], V. Maslov[1], O. Petrenko[1,3]

[1]*Space Electric Thruster Systems, Gagarin Ave. 115, Dnipro, 49050, Ukraine*

[2]*Kharkiv National University named V. Karazin, Svoboda Ave., 4, Kharkiv, 61022, Ukraine*

[3]*Dniprovsky National University named Oles Honchar, Gagarin Ave. 72, Dnipro, 49050, Ukraine*

**Abstract. The results of the start sequence diagram selection and experimental tests of the ST-25 Hall thruster intended for using on small spacecraft are presented. In order to reduce the mass and dimensions of the power processing unit of the propulsion system, it is proposed to exclude the hollow cathode keeper power supply from the structure of the power processing unit. The exclusion of the keeper power supply from the power processing unit made it necessary to select the thruster start sequence diagram. Four start sequence diagrams of the ST-25 Hall thruster start-up are considered: a) using a separate high voltage power supply for the hollow cathode keeper; b) using a separate low voltage power supply for the hollow cathode keeper; c) using a discharge power supply connected to the keeper through a high-resistance resistor to the hollow cathode keeper; d) connecting the keeper of the hollow cathode to the discharge power supply through an electronic switch with the possibility of adjusting the duration of the keeper connection to the discharge power supply. The graphs of changes in the thruster's currents and voltages for various power supply circuits of the hollow cathode keeper are presented. The results of the choice of the start sequence diagram for the Hall engine ST-25 and the experimental studies carried out have shown that the use of an electronic switch with a steep pulse front makes it possible to obtain a reliable thruster start-up when a separate power supply for the keeper is excluded from the power processing unit of the propulsion system. As a result of the work carried out, it became possible to place the power processing unit for a propulsion system based on the ST-25 thruster in a volume of 2U. The possibility of using ST-25 thruster on spacecraft, the onboard electrical power of which is limited up to 200 W were confirmed.**

**Key words: HALL-EFFECT THRUSTER, START SEQUENCE DIAGRAM, LABORATORY TESTS OF THE HALL THRUSTER, STRUCTURE OF POWER PROCESSING UNIT, POWER SUPPLY FOT THE HOLLOW CATHODE KEEPER.**

# ЦИКЛОГРАММЫ ЗАПУСКА ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ ST-25

А.А. Алексеенко[1], А.Е. Кашаба[2], В.В. Маслов[1], А.Н. Петренко[1,3]

[1]*Space Electric Thruster Systems, пр. Гагарина, 115, г. Днепр, 49050, Украина*

[2]*Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, пл. Свободы, 4, г. Харьков, 61022, Украина*

[3]*Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара, пр. Гагарина 72, г. Днепр, 49010, Украина*

**Аннотация: Приведены результаты выбора циклограммы запуска и экспериментальных испытаний Холловского двигателя ST-25, предназначенного для применения на малых космических аппаратах. С целью снижения массы и габаритов системы преобразования энергии двигательной установки из структуры системы преобразования энергии предложено исключить источник электропитания кипера полого катода. Исключение источника электропитания кипера из состава системы преобразования энергии вызвало необходимость осуществить выбор циклограммы запуска двигателя. Рассмотрены четыре циклограммы запуска Холловского двигателя ST-25: а) с использованием высоковольтного источника электропитания кипера полого катода; б) с использованием низковольтного источника электропитания кипера полого катода; в) с использованием для питания цепей кипера полого катода источника электропитания разряда, подключенного к киперу через высокоомный резистор; г) подключение кипера полого катода к источнику электропитания разряда через электронный ключ с возможностью регулирования длительности подключения кипера к источнику разряда. Приведены графики изменения токов и напряжений двигателя для предложенных схем электропитания кипера полого катода. Результаты выбора циклограммы запуска Холловского двигателя ST-25 и проведенные экспериментальные исследования показали, что применение электронного ключа с крутыми фронтами импульса позволило обеспечить надежный запуск двигателя при исключении из состава системы**



© O. Alekseenko, A. Kashaba, V. Maslov, O. Petrenko

**преобразования энергии двигательной установки отдельного источника электропитания кипера. В результате проведенных работ оказалось возможным систему преобразования энергии для двигательной установки на базе двигателя ST-25 разместить в объеме 2U. Подтверждена возможность применения двигателей ST-25 на космических аппаратах, бортовая электрическая мощность которых ограничена величиной 200 Вт.**
**Ключевые слова: ХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ, ЦИКЛОГРАММА ЗАПУСКА, ЛАБОРАТОРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ, СТРУКТУРА СИСТЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ, ИСТОЧНИК ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КИПЕРА ПОЛОГО КАТОДА.**

# ЦИКЛОГРАМИ ЗАПУСКУ ХОЛЛОВСЬКОГО ДВИГУНА ST-25

О.А. Алексєєнко[1], А.Є. Кашаба[2], Маслов[1], О.М. Петренко[1,3]

*[1]Space Electric Thruster Systems, пр. Гагаріна, 115, г. Дніпро, 49050, Україна*

*[2]Харківський національний університет ім. В.Н. Каразіна, пл. Свободи, 4, Харків, 61022, Україна*

*[3]Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, г. Дніпро, 49010, Україна*

**Анотація. Наведено результати вибору циклограми запуску та експериментальних випробувань Холловського двигуна ST-25, призначеного для використання на малих космічних апаратах. З метою зниження маси та габаритів системи перетворення енергії двигунної установки зі структурної схеми системи перетворення енергії запропоновано виключити джерело електроживлення кіперу полого катоду. Виключення джерела електроживлення кіперу зі складу системи перетворення енергії викликало необхідність здійснити вибір циклограми запуску двигуна. Розглянуто чотири циклограми запуску Холловського двигуна ST-25: а) з використанням високовольтного джерела електроживлення кіперу полого катоду; б) з використанням низьковольтного джерела електроживлення кіперу полого катоду; в) з використанням для живлення кіперу полого катоду джерела живлення розряду, підключеного до кіперу через високоомний резистор; г) підключення кіперу полого катоду до джерела живлення розряду через електронний ключ з можливістю регулювання часу підключення кіперу до джерела розряду. Наведено графіки зміни струмів та напруг двигуна для різних схем електроживлення кіперу полого катоду. Результати вибору циклограми запуску Холловського двигуна ST-25 та проведені експериментальні дослідження показали, що використання електронного ключа з крутим фронтом імпульсу дозволяє забезпечити надійний запуск двигуна при виключенні зі складу системи перетворення енергії двигунної установки окремого джерела живлення кіперу. В результаті проведених досліджень виявилось можливим систему перетворення енергії для двигунної установки на базі двигуна ST-25 розмістити у об'ємі 2U. Підтверджено можливість використання двигунів ST-25 на космічних апаратах, бортова електрична потужність яких обмежена величиною 200 Вт.**
**Ключові слова: ХОЛЛОВСЬКИЙ ДВИГУН, ЦИКЛОГРАМА ЗАПУСКУ, ЛАБОРАТОРНІ ВИПРОБУВАННЯ ХОЛЛОВСЬКОГО ДВИГУНА, СТРУКТУРА СИСТЕМЫ ПЕРЕТВОРЕННЯ ЕНЕРГІЇ, ДЖЕРЕЛО ЕЛЕКТРОЖИВЛЕННЯ КІПЕРУ ПОЛОГО КАТОДУ.**

## Introduction

Hall-effect thrusters (HT) are widely used on spacecraft (SC) for solving various tasks: orientation and stabilization, maintaining and changing the parameters of the orbit, breaking the SC after the completion of the mission.

One of the promising HTs for small spacecraft is the ST-25 thruster. In this thruster, to reduce the power consumption for creating a radial magnetic field in the accelerating channel, a permanent magnet is used together with electromagnets [1].

Along with restrictions on the amount of power consumed by electric propulsion systems (EPS), significant restrictions are imposed on the mass-dimensional characteristics of all EPS subsystems. These limitations primarily relate to the power processing and control unit (PPU), the mass and dimensions of which depend on the composition of the power supplies that make up the PPU, as well as on their parameters.

Along with minimizing the mass and dimensions of all EPS subsystems, it is necessary to provide a reliable EPS startup algorithm. The typical PPU structure of a propulsion system with Hall-effect thruster includes the following power supplies: a discharge source, an electromagnet source, a hollow cathode preheat source, and a keeper power supply.

The sequence of the start-up of the Hall-effect thruster sets the sequence for supplying the supply voltages and currents to the EPS subsystems, as well as the supply of the working substance flow rates to the anode-gas distributor and the hollow cathode of the thruster.

The choice of the cyclorama for starting the Hall-effect thruster is not a trivial task and requires research, including experimental ones.

**Formulation of the research problem**

To develop a sequence diagram of the ST-25 Hall-effect thruster start, which ensures reliable thruster start using a minimum number of power supplies included in the PPU.

Consider the possibility of excluding the hollow cathode keeper power supply from the PPU, and use the discharge power supply to start the cathode.

Conduct laboratory studies of the ST-25 thruster and obtain oscillograms of thruster start-up for different connection schemes.

**Solution of the problem**

The object of the study was an ST-25 Hall-effect thruster [1]. It consists of an anode unit and hollow cathode operating with barium salt insert and the heater for the cathode preheating. The general view of ST-25 Hall thruster is shown in Fig. 1. A permanent magnet is used in the central magnetic circuit of the thruster. Application of the permanent magnet along with traditional outside electromagnets gave us to minimize power consumption to create a radial magnetic field in the accelerating channel of the thruster [2].

The hollow cathode with the heater which used in the ST-25 Hall thruster structure requires for start and operating the two power supplies for the heater and keeper [3, 4].

At solving the set tasks, the connection diagram of the ST-25 Hall-effect thruster to the power processing unit (PPU) and the Xenon feed subsystem (XFS) was considered as the basic one, as shown in Fig. 2.

A typical PPU of the propulsion system includes following power supplies:

1. Controlled discharge power supply, providing stabilization of the discharge power in the accelerating channel of the thruster (130 - 150 W). The value of the discharge voltage of the discharge source at idling is 400 V, in the nominal operating mode of the thruster, the discharge voltage drops to 260 - 270 V.

**Figure 1 – General view of the ST-25 Hall thruster with the hollow cathode**

2. Controlled power supply for preheating of the hollow cathode, providing initial heating of the hollow cathode by supplying a stabilized current (4.3 - 4.5 A) to the heater. After the thruster starting, the preheating power supply is switched off

3. Voltage source of the hollow cathode keeper. The keeper voltage is 400 - 600 V, after the thruster is started, the keeper voltage is turned off.

4. A power supply for the external electromagnets of the thruster, which supplies a stabilized current to the electromagnets and allows precise adjustment of the magnetic field induction in the accelerating channel of the thruster.

The xenon subsystem for storing and feeding of the working substance, which is part of the electric propulsion system, provides the supply of the working substance flow rate to the anode unit ($m_1$ = 0.56 mg/s) and the hollow cathode ($m_2$ = 0.07 mg/s).

In fig. 2 introduced the following notation:

Ud - the discharge voltage;

Iem - the electromagnet current;

Ih - the cathode heater current;

Uk - the voltage of the cathode keeper;

m1 - the mass flow rate of the working gas through the anode unit of the thruster;

m2 - the mass flow rate of the working gas through the hollow cathode.

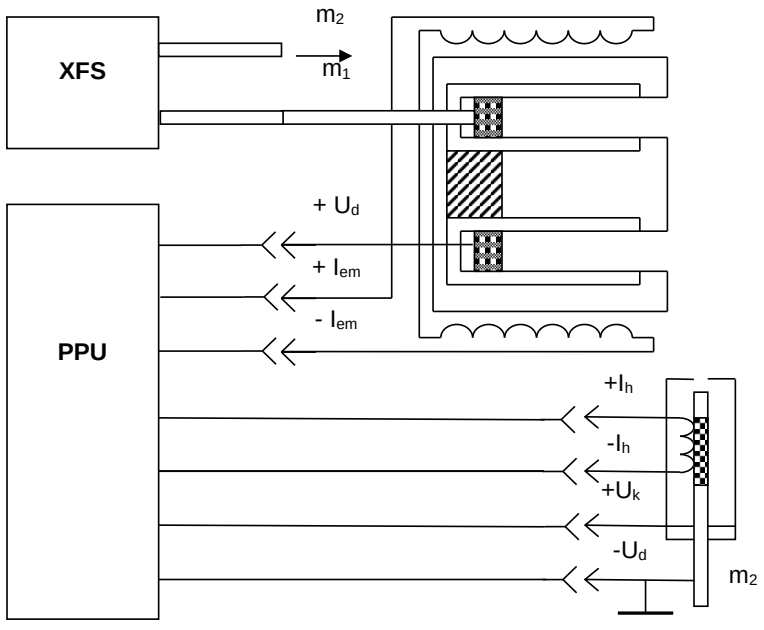



**Figure 2 – Typical scheme of connection the anode unit and hollow cathode of the ST-25 thruster to PPU and XFS**

During the laboratory experimental testing tree variants of ST-25 starting were investigated.

***The first variant*** of the process of starting an ST-25 thruster with a filament hollow cathode using a high-voltage hollow cathode keeper power supply is illustrated by the graphs shown in Fig. 3.

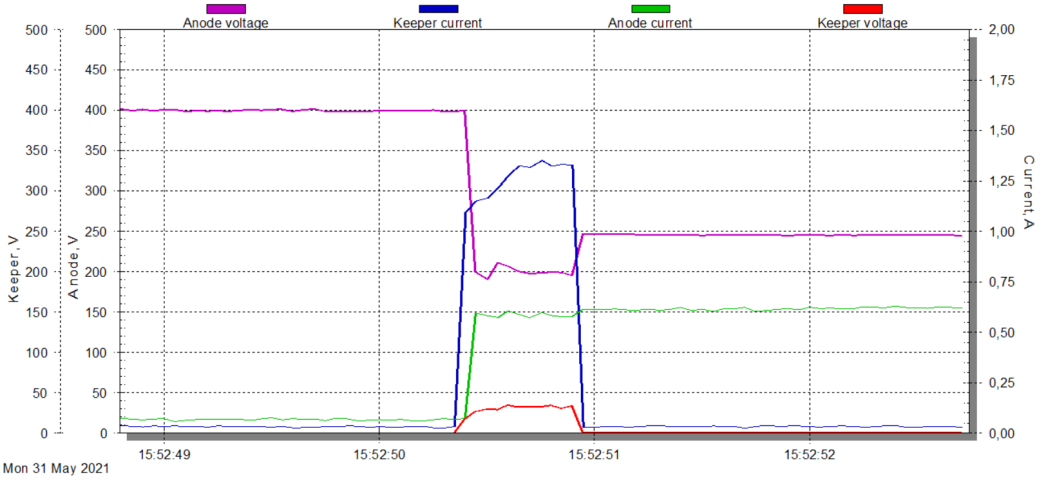



**Figure 3 – Graphs, illustrated start-up process ST-25 Hall thruster at using the high-voltage keeper power supply**

**Table 1 – Cyclogram of ST-25 Hall thruster start-up at using the high-voltage keeper power supply**

| | Duration, sec | 400 | 10 | 10 | 0.25 | 2.75 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | Ih = 4.5 A | | | | | | |
| 2 | Pd = 130 W | | | | | | |
| 3 | Uk = 600 V, 0.5 A | | | | | | |
| 4 | Iem = 0.85 A | | | | | | |
| 5 | m1 = 0.56 mg/s | | | | | | |
| 6 | m2 = 0.07 mg/s | | | | | | |
| 7 | Operation modes | Start-up mode | | | | | Nominal operation mode |

The sequence diagram of the first variant of the ST-25 thruster starting process at using a high-voltage (Uk = 600 V, 0.5 A) keeper power supply is shown in Tab.1:

T0. Turn on the power supply for the hollow cathode heater (Ih = 4.5 A).

T0 + 400 s. Switching on the discharge power supply (Pd = 130 W).

T0 + 410 s. Supply of the working substance mass flow rate into the hollow cathode (m2 = 0.07 mg / s).

T0 + 410 s. Supply of the working substance mass flow rate to the anode unit (m1 = 0.56 mg / s).

T0 + 420 s. Turning off the power supply for the hollow cathode heater.

T0 + 420 s. Switching on the power supply of the hollow cathode keeper (Uk = 600 V).

T0 + 420.25 s. Turn off the hollow cathode keeper power supply.

T0 + 423 s. Switching on the electromagnet power supply (Iem = 0.85 A).

The graphs shown in Fig. 3 show that in the process of starting the thruster, the keeper voltage decreases to 25 - 30 V, and the keeper current reaches 1.3 - 1.4 A.

***The second variant*** for ST-25 thruster starting was investigated using a low-voltage power supply for the keeper (Uk = 50 V, Ik = 0.8 A). The cyclogram of the second option for the thruster starting was similar to the one considered above, the corresponding graphs are shown in Fig. 4.

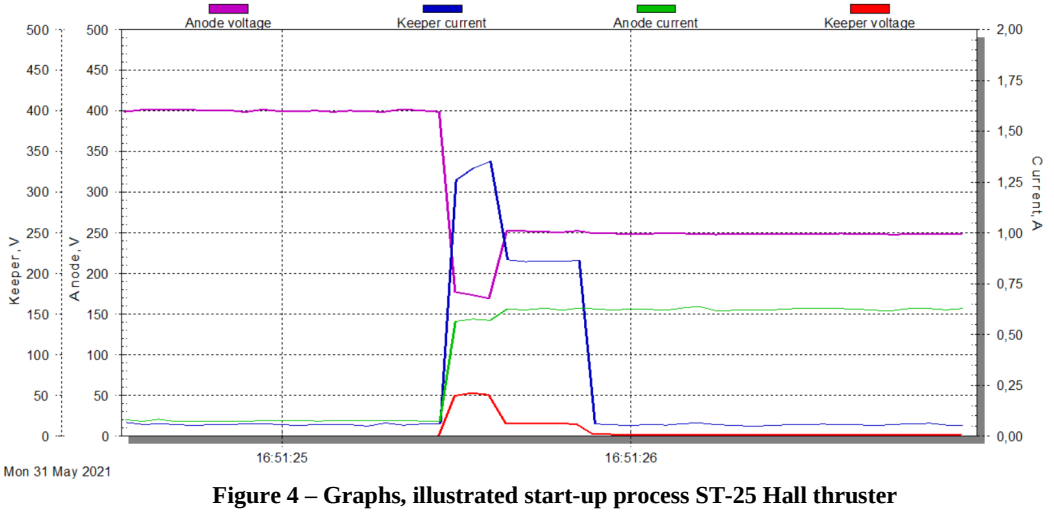



**Figure 4 – Graphs, illustrated start-up process ST-25 Hall thruster at using the low-voltage keeper power supply**

In order to reduce the mass and dimensions of the propulsion subsystem PPU, it was proposed to exclude the hollow cathode keeper power supply from the PPU structure. This voltage source is usually used only during the thruster start-up and is disconnected after the thruster start. For the power supply of the hollow cathode keeper circuits, it was proposed to use a discharge power supply, the voltage of which is supplied to the hollow cathode keeper through a 47 kΩ resistor.

The sequence of the ST-25 thruster starting for the third option of the keeper power supply is presented in Tab. 2:

T0. Turning on the power supply for the hollow cathode heater (Ih = 4.5 A).

T0. Supply of the working substance mass flow rate into the hollow cathode (m2 = 0.07 mg/s).

T0 + 410 s. Switching on the discharge power supply (Pd = 130 W).

T0 + 420 s. Turning off the power supply to the hollow cathode heater.

T0 + 421 s. Short-term (1 sec) supply of an increased flow rate of the working substance to the anode unit (m1 = 7.9 mg / s), followed by the establishment of the nominal flow rate (m1 = 0.56 mg / s).

T0 + 425 s. Switching on the power supply of the electromagnet (Iem = 0.85 A).

The graphs of voltages and currents of the ST-25 thruster for the proposed power supply circuit of the hollow cathode keeper are shown in Fig. 5.

**Table 2 – Cyclogram of ST-25 Hall thruster start-up at keeper supply from the discharge power supply through additional resistor**

| | Duration, sec | 400 | 10 | 10 | 1.0 | 1.0 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | Ih = 4.5 A | | | | | | |
| 2 | Pd = 130 W | | | | | | |
| 4 | Iem = 0.85 A | | | | | | |
| 5 | m1 = 7.9 mg/s | | | | | | |
| 6 | m1 = 0.56 mg/s | | | | | | |
| 7 | m2 = 0.07 mg/s | | | | | | |
| 8 | Operation modes | Start-up mode | | | | | Nominal operation mode |

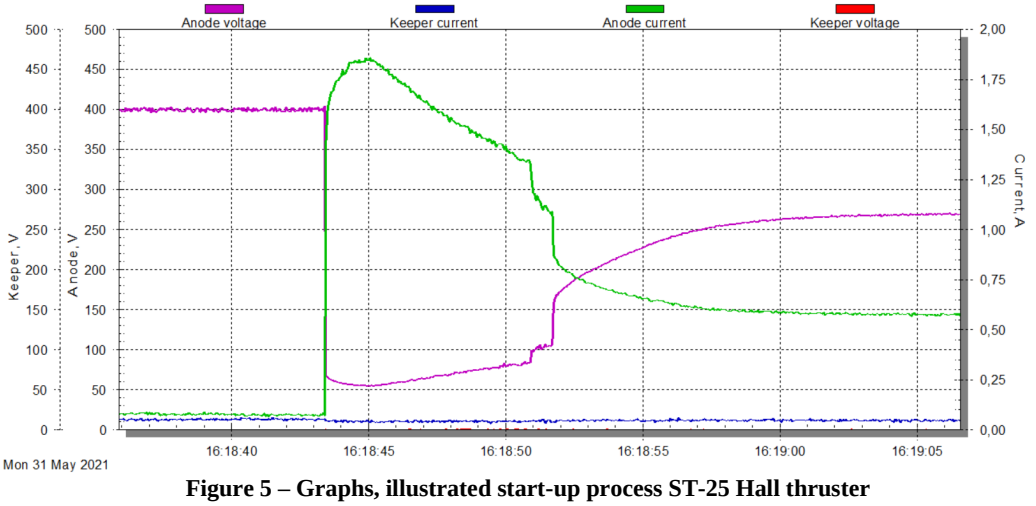



**Figure 5 – Graphs, illustrated start-up process ST-25 Hall thruster at using for keeper supply the discharge power source**

Analysis of the third option for the thruster starting, shown in Fig. 5, shows that the proposed version of the keeper's power supply necessitates a significant (more than an order of magnitude) short-term increase in the consumption of the working substance into the engine anode for a reliable engine start. A short-term increase in the flow rate through the anode significantly complicates the control algorithm of the storage and feed subsystem of the working substance, and also leads to significant surges of the thruster discharge current (Id = 1.8 A) compared to the nominal value (Id = 0.55 A) during start-up, which leads to overloads discharge power supply.

Analysis of the presented sequence diagrams for ST-25 thruster starting, as well as graphs illustrating the starting processes in Fig. 4 and Fig. 5, made it possible to propose a ***fourth version*** of the power supply circuit for the hollow cathode keeper from the discharge power supply through a resistor limiting the keeper current and an electronic switch providing a pulse supply of the discharge voltage to the keeper with an adjustable pulse duration. Such a power supply circuit for the keeper also allows a series of ignition pulses to be supplied, which increases the reliability of the thruster starting.

The process of ST-25 thruster starting at using a high-speed electronic switch is characterized by the starting sequence shown in Table 3:

T0. Turning on the power supply for the hollow cathode heater (Ih = 4.5 A).

T0 + 400 s. Switching on the discharge power supply (Pd = 130 W).

T0 + 410 s. Supply of the working substance mass flow rate into the hollow cathode (m2 = 0.07 mg / s).

T0 + 410 s. Supply of the working substance mass flow rate to the anode unit (m1 = 0.56 mg / s).

T0 + 420 s. Turning off the power supply to the hollow cathode heater.

T0 + 420 s. Pulse switching on of an electronic switch, supplying one or several pulses of discharge voltage to the keeper of the hollow cathode.

T0 + 423 s. Switching on the electromagnet power supply (Iem = 0.85 A).

The graphs of voltages and currents when starting the ST-25 thruster for the fourth version of the keeper power supply circuit at using an electronic key are shown in Fig. 6. The graphs show that when the keeper is connected to the discharge source for a short time, a keeper current arises up to 1.05 A, as a result of which an arc discharge is formed in the cathode, leading to the engine start. After disconnecting the keeper from the discharge source, the discharge current reaches the nominal value.

It should be noted that all the presented starting sequence diagrams (Table 1 - Table 3) provide for the thruster start with the electromagnets turned off. The electromagnets are turned on after starting the engine.

**Table 3 – Cyclogram of ST-25 Hall thruster start-up at keeper supply from the discharge power supply through the electronic switch**

| | Duration, sec | 400 | 10 | 10 | 0.25 | 2.75 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | Ih = 4.5 A | | | | | | |
| 2 | Pd = 130 W | | | | | | |
| 3 | Вкл. ключа | | | | | | |
| 4 | Iem = 0.85 A | | | | | | |
| 5 | m1 = 0.56 mg/s | | | | | | |
| 6 | m2 = 0.07 mg/s | | | | | | |
| 7 | Operation modes | Start-up mode | | | | | Nominal operation mode |

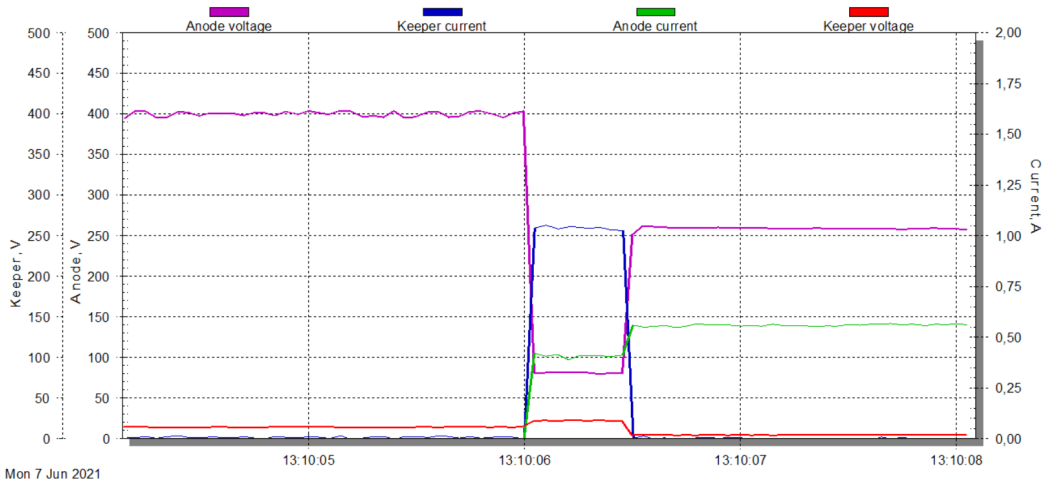



**Figure 6 – Graphs, illustrated start-up process ST-25 Hall thruster at using for keeper supply the discharge power source through the electronic switch**

## Scientific novelty

1. As a result of the analysis of the four considered startup sequences of the ST-25 Hall thruster with a filament hollow cathode, it was shown that it is possible to exclude the keeper power supply from the PPU of the propulsion system.

2. When starting the ST-25 engine, it is proposed to use the discharge voltage supplied to the keeper through a high-speed electronic switch to supply the hollow cathode keeper.

3. The sequence diagram for starting the ST-25 thruster was worked out without using a separate power supply for the hollow cathode keeper, which ensures a reliable engine starting process.

4. The accepted technical solutions made it possible to significantly reduce the weight and dimensions of the PPU of the electric propulsion system with the ST-25 thruster and place the PPU in the volume of 2U (200x100x100 mm).

## Conclusions

As a result of the ST-25 Hall-effect thruster and the cyclograms of it starting investigation, the possibility of this type of Hall-effect thruster on spacecraft using was confirmed, the electric power onboard level of which is limited up to 200 W.

## Bibliographic reference

1. Вороновский Д.К., Кулагин С.Н., Маслов В.В., Петренко А.Н., Толок С.В. Холловский двигатель ST-25 с постоянным магнитом / Вестник Днепровского университета. Серия Ракетно-космическая техника. № 4, Т. 28. Выпуск 23. – Днепр: ДНУ, 2020. – С. 37–45.

2. Rossi A. Parametric optimization of a Hall Effect Thruster magnetic circuit / A. Rossi, F. Messine, C. Henaux, S. Sanogo. Processing of 34th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2015-40, Hyogo-Kobe, Japan, 2015.

3. Petrenko O. Results of Research of Steady Work Models of Stationary Plasma Thrusters. Processing of the 47th International Astronautical Congress, IAF-96-S.3.03, Beijing, China, 1996.

4. Polk J. Electric propulsion in the USA // Proc. of the 30th International Electronic Propulsion Conference (Florence, Italy, 2007). IEPC-2007-368.

*Received by the Editorial Board on 23.06.2021*

## Information about authors

Alekseenko Oleksandr. Ukraine. Space Electric Thruster Systems (SETS). Dnipro.
Scientist – designer of electronics devises.
Interest sphere – design and testing the electronic units of the electric propulsion systems.

Kashaba Andrey. Ukraine. Space Electric Thruster Systems (SETS). Dnipro. Kharkiv National University named Karazin. Ph.D.
Scientist - designer.
Interest sphere – Plasma physics.

Maslov Viktor. Ukraine. Space Electric Thruster Systems (SETS). Dnipro.
Engineer - investigator.
Interest sphere – design and testing of the Hall-effect thrusters and hollow cathodes.

Petrenko Olexandr. Ukraine. Space Electric Thruster Systems (SETS), Dnipro.
Scientific consultant.
Dniprovsky National University named Oles Honchar. Professor. D.S.
Interest sphere – design and testing of the electric propulsion engine systems and subsystems

УДК 621.454.2.043

DOI: 10.15421/452106

# СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ЛОПАТОЧНЫХ НАСОСОВ.

Г.В. Назаренко[1], П.П. Филиппенко[1], С.А. Дешевых[1], Ю.А. Митиков[2]

*[1]Государственное предприятие «КБ «Южное» ул. Криворожская 3 г. Днепр, 49008, Украина*

*[2]Днипровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина 72, м. Днепр, 49010, Украина*

**Аннотация. Одной из важнейших проблем XXI века является проблема энергосбережения. Она охватывает все сферы жизнедеятельности человека. Использование энергосберегающего насосного оборудования не является исключением. Насосы различных типов и самых разнообразных конструкций широко применяются в общем машиностроении, военной и авио-космической промышленности. Обеспечение высоких КПД насосов является одной из важнейших составляющей из всего спектра проблем по энергосбережению. Результаты проведенного исследования показали, что работы по повышению КПД весьма актуальны. Они ведутся во всех отраслях промышленности и для всех типов насосов. Повышение КПД ведется по следующим направлениям: разработка новых математических моделей, описывающих более детально физику рабочего процесса для каждого конкретного типа насоса; использование современных расчетно-вычислительных программ типа ANSYS . В современных литературных источниках недостаточно широко освещен вопрос по повышению КПД шнекоцентробежных насосов ЖРД верхних ступеней РН. Поэтому проведение таких исследований является актуальным, а результаты исследований будут востребованы. Отсутствует комплексный подход по определению путей повышения КПД для шнекоцентробежных насосов ТНА ЖРД верхних ступеней РН. В свою очередь высокий КПД агрегатов системы подачи обеспечит высокий удельный импульс тяги ЖРД. А от высокого удельного импульса тяги ТНА ЖРД верхних ступеней в большей степени зависит масса полезной нагрузки, выводимой РН. Необходимо провести комплексное экспериментально-теоретическое исследование в процессе, которого будут созданы методические средства, которые позволят за короткое время и с высокой точностью повышать КПД шнекоцентробежных насосов ТНА ЖРД верхних ступеней РН.**

**Ключевые слова: ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ЦЕНТРОБЕЖНОЕ ОКЛЕСО, РАБОЧИЙ ПРОЦЕС НАСОСА, РАБОЧИЕ КОЛЕСА НАСОСОВ.**

# СУЧАСНИЙ СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ ДОСКОНАЛОТІ ЛОПАТЕВИХ НАСОСІВ.

Г.В. Назаренко[1], П.П. Філіпенко[1], С.О. Дешевих[1], Ю.О. Мітіков[2]

*[1]Державне підприємство «КБ «Південне» вул. Криворізіка 3 м. Дніпро, 49008, Україна*

*[2]Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, м. Дніпро, 49010, Україна*

**Анотація. Однією з найважливіших проблем XXI століття є проблема енергозбереження. Вона охоплює всі сфери життєдіяльності людини. Використання енергозберігаючого насосного обладнання не є виключенням. Насоси різних типів і самих різноманітних конструкцій широко використовуються у загальному машино будівництві, військовій і авіо-космічній промисловості. Забезпечення високого ККД насосові є однією з найважливіших складових всього спектра проблем енергозбереження. Результати проведеного дослідження показали, що роботи зі збільшення ККД вельми актуальні. Вони ведуться у всіх галузях промисловості і для всіх типів насосів. Збільшення ККД проводиться по наступним напрямам: розробка нових математичних моделей, які описують більш детально фізичну картину робочого процесу для кожного конкретного типу насоса; використання сучасних розрахунково-обчислювальних програм типу ANSIS. Але у сучасних літературних джерелах недостатньо широко розкрите питання по підвищенню ККД шнековідцентрових насосів ТНА РРД верхніх ступені РН. Тому проведення таких досліджень вельми актуальне а їх результати будуть затребуванні у науковому світі. Відсутній комплексний підхід по визначенню шляхів підвищення ККД шнековідцентрових насосів ТНА РРД верхніх ступені РН. В свою чергу високий ККД агрегатів системи подачі забезпечить високий питомий імпульс РРД верхніх ступенів РН. А від ниоьго в значній мірі залежить маса корисного вантажу який виводить РН. Необхідно провести компчексне експериментально-теоретичне дослідження в ході якого будуть розробленні методичні засоби, які дозволяють за короткий час і з високою точністю підвищити ККД шнековідцентрових насосів ТНА РРД верхніх ступені РН.**



© Г.В. Назаренко, П.П. Филиппенко, С.А. Дешевых, Ю.А. Митиков

**Ключові слова: ЕНЕРГЕТИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ВІДЦЕНТРОВЕ КОЛЕСО, РОБОЧІЙ ПРОЦЕС НАСОСУ, РОБОЧІ КОЛЕСА НАСОСІВ.**

# CURRENT STATE AND PROSPECTS FOR DEVELOPMENT OF ENERGY PERFECTION OF VANE PUMPS.

G. Nazarenko[1], P. Filipenko[1], S. Deshevykh[1], U. Mitikov[2]

[1]*Yuzhnoye State Design Office 3 Krivorozhskaya Str., Dnipro, 49008, Ukraine*

*2 Oles Honchar Dnipro National University, 72 Gagarina Str., Dnipro, 49010, Ukraine*

**Abstract. One of the most important problems of the XXI century is the problem of energy saving. It covers all spheres of human activity. The use of energy saving of pumping equipment is also very relevant. Pumps of various types and different designs are widely used in general engineering, military and aerospace industries. Ensuring high energy characteristics of pumps is one of the most important parts of energy saving problems. The results of the research showed that it is very important to improve energy performance. Works are carried out in all branches of industry and for all types of pumps. Improvement of energy properties is performed in the following direction: Development of new mathematical models describing in more detail the physicss of the working process for each specific type of pump; use of ANSYS software. But in modern literature there is no information about the increase in energy characteristics of low fluid flow low-speed inducer-centrifugal pump liquid propellant rocket engine. Therefore, such research is very important and their results will be in demand in the scientific community. There is no comprehensive approach to identifying ways to increase energy characteristics for low fluid flow low-speed inducer-centrifugal pump liquid propellant rocket engine. In turn, the high energy characteristics of the units of the fuel and oxide supply system units high energy characteristics of the upper stages of the launch vehicle, And the weight of the payload which deduces launch vehicle largely depends on them. It is necessary to conduct a comprehensive experimental-theoretical study during which methodological tools will be developed that allow in a short time and with high accuracy to increase the energy characteristics of low fluid flow low-speed inducer-centrifugal pumps liquid propellant rocket engine upper stages launch vehicle.**

**Key words: ENERGY CHARACTERISTIC, CENTRIFUGAL WHEEL, PUMP WORKFLOW, PUMP IMPRLLERS.**

## Введение

Одной из важнейших проблем XXI века является проблема энергосбережения. Обеспечение международных стандартов по энергосбережению путем разработки новой техники и модернизации имеющейся является важнейшей задачей современности.

Проблема энергосбережения охватывает все сферы жизнедеятельности человека. Использование энергосберегающего насосного оборудования не является исключением. Насосы различных типов и самых разнообразных конструкций широко применяются в быту, в общем машиностроении, военной и авио-космической промышленности.

В ходе научно-технического прогресса человечество создало много различных типов насосов – лопаточные, поршневые, шестерённые и еще много других – но основным, наиболее часто используемым, являются именно лопаточные насосы [1]. Среди общей массы энергии, потребляемой насосами, на долю лопаточных насосов приходится львиная доля. Поэтому разработка лопаточных насосов, обладающих высоким КПД, является важной задачей по энергосбережению

## Постановка задачи исследований

Целью проводимого исследования является определение уровня развития современных лопаточных насосов, а также определение путей повышения их КПД. Особое внимание уделяется лопаточным насосам, применяемым в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) ракет-носителей (РН), где лопаточные насосы являются практически единственным типом насосов, используемым в ракетной технике. Данное направление особенно важно для верхних ступеней РН, так как от высоких значений КПД агрегатов системы подачи зависят высокое значения удельного импульса тяги ЖРД. А от высокого импульса тяги ЖРД верхних ступеней в большей степени зависит масса полезной нагрузки, выводимой РН.

В рамках проводимого исследования выделены следующие направления повышения КПД лопаточных насосов:

1. Усовершенствование разработанных ранее физических моделей рабочего процесса насосов различной быстроходности;

2. Определение с помощью CDF анализа недостатков проточной части серийно изготавливаемых насосов и путей их устранения;

3. Нанесения специального покрытия на элементы проточной части насоса;

4. Применения осерадиальных рабочих колес в насосах ЖРД.

**Решение задачи**

Уточнение разработанных ранее физических моделей рабочего процесса насосов различной быстроходности.

Автор работы [2] разрабатывает методику оптимизации центробежных колес (ЦК) по результатам многочисленных экспериментов большого количества вариантов проточной части.

Было установлено, что заметную роль в общем КПД насосов низкой быстроходности играет величина дискового КПД. Следует учитывать закрутку потока на выходе из ЦК, а также насосный эффект его дисков. По полученным экспериментальным данным была уточнена известная формула коэффициента дискового трения $C_{\grave{o}.\ddot{a}.} = 0{,}39/\sqrt[5]{\mathrm{Re}}$. Уточненная формула приведена ниже (1) и справедлива для насосов с диапазоном ns от 40 до 60.

$$C_{\grave{o}.\ddot{a}.} = \frac{0{,}39}{\sqrt[5]{\mathrm{Re}}} + 0{,}05921 - 0{,}2839\frac{H_T}{U_2^2} + 0{,}4447\left(\frac{H_T}{U_2^2}\right)^2 - . \\ - 0{,}2285\left(\frac{H_T}{U_2^2}\right)^3 . \quad (1)$$

Формула (2) была получена на основе экспериментальных данных для определения максимального гидравлического КПД ЦК.

$$\eta_{\tilde{A}.\hat{E}.}^{\max} = 1{,}390 - 0{,}2531 R_{OW_2} - 0{,}3281 K_{Q\hat{a}\hat{u}\tilde{o}} + 0{,}2858 q_2 - \\ - 0{,}01973 K_0 - 0{,}09740\frac{L}{R_{\tilde{n}\partial}}, \quad (2)$$

где: $R_{OW}$ – критерий Россби, определенный по гидравлическому диаметру межлопаточного канала на выходе из рабочего канала ЦК, представленный формулой 3.

$$R_{OW_2} = \frac{\omega \cdot Dr_2}{W_2}; \quad (3)$$

$$Dr_2 = 2 \cdot \frac{t_2 \cdot b_2}{t_2 + b_2}, \quad (4)$$

где $W_2$ – относительная скорость,

$t_2$ – шаг между лопатками по наружному диаметру ЦК.

$b_2$ – ширина межлопаточного канала ЦК на выходе,

$K_{Q\text{вых}}$ – коэффициент подачи по выходу из ЦК, определен по формуле 5

$$K_{Q\hat{a}\hat{u}\tilde{o}} = \frac{100 \cdot Q_K}{\omega \cdot D_2^3}, \quad (5)$$

где $q_2$– коэффициент расхода,

L – длина лопатки,

$R_{\text{ср}}$ – средний радиус кривизны лопатки.

Так же приведено сравнение гидравлического КПД ЦК, полученных экспериментально, с результатами, определенными по формуле (2) (см. рис.1).

–При использовании лопаток двоякой кривизны на них возникают собственные обратные токи в отличие от ЦК с цилиндрическими лопатками.

–При использовании лопаток двоякой кривизны при Q ≈ $Q_{\text{опт}}$ наблюдается большая низкоэнергетическая зона на всасывающей стороне лопатки на выходе из ЦК.

–Применение дополнительных лопаток повышает КПД.

Для определения внутренних механических потерь (дисковый КПД) была разработана модель, в которой учтена шероховатость дисков, зазоры между диском и корпусом насоса, величина утечек по буртам ЦК, насосный эффект дисков ЦК.

**Рисунок 1 – Сравнение экспериментальных и расчетных данных зависимости гидравлического КПД от коэффициента входа ЦК [2]**

По результатам экспериментов максимальный КПД насоса составил 70% при величине коэффициента входа в ЦК $K_0$ = 4,4 и $n_s$ =45.

Интересно отметить, что применение различных спиральных отводов практически не влияет на величину общего КПД. Так же сообщается, что для дальнейшего повышения КПД необходимо проводить мероприятия по оптимизации отводящего устройства насоса.

В работе [3] предлагается использовать систему автоматизированного проектирования для повышения качества проектирования и сокращения сроков доводки центробежного насоса.

Использовать существующие математические модели для расчета центробежных насосов низкой и средней быстроходности нельзя, так как они были разработаны для турбин и насосов с большой быстроходностью.

Были проведены эксперименты для получения физической модели течения жидкости в элементах проточной части насоса. Их результаты можно свести к следующему:

Так же отмечено, что $\eta_г$ для консольных насосов растет с ростом коэффициента расхода. Оптимум по КПД наблюдается в промежуточных ступенях питательных насосов при величине коэффициента напора 0,45. Максимум по КПД для консольных насосов наблюдается в диапазоне $n_s$ от 150 до 170. Экспериментально установлено, что при уменьшении $d_{BT}/D_2$ с 0,46 до 0,35 гидравлические потери ЦК уменьшается на 1,5%.

Для ЦК с лопатками двоякой кривизны потери энергии составляют следующие величины:

–от 26 до 31% на дисках;

–от 20 до 30% в низкоэнергетическом следе;

–от 27 до 39% на кромках лопаток;

–от 3 до 15% на трение лопатки до образования низкоэнергетического слоя.

Расположение входной кромки сильно влияет на относительные гидравлические потери. При расположении входной кромки лопатки $D_{1CP}/D_2$ = 0,2…0,25 достигается максимум коэффициента напора 0,51, а относительные гидравлические потери минимальны.

Установка генератора вихрей перед застойной зоной на внутренней

поверхности переднего диска ЦК дала прирост КПД 1,31%.

На основе проведенных теоретических и экспериментальных исследований была разработана методика расчета, по которой были проведены работы по модернизации серийно изготавливаемых насосов. Для насоса с $n_s$ =70 было оптимизированно ЦК, что повысило КПД насоса на 3,6% (ЦК с лопатками двоякой кривизны) и 3 % (ЦК с цилиндрическими лопатками). Оптимизация ЦК позволила повысить коэффициент напора с 0,49 - прототип до 0,507…0,514.

При проектировании нового насоса по разработанной методике ($n_s$ =120) расхождение расчетного и экспериментального значений напора составило 0,8%, расхождение по КПД составило 1,5%.

В работе [4] рассматриваются малоразмерные центробежные насосы (МЦН) авиакосмического назначения с невысоким коэффициентом расхода рабочего тела, частота вращения ротора которых лежит в диапазоне от 10000 до 30000 об/мин и наружный диаметр ЦК не превышает 50 мм.

Было установлено, что течение в малоразмерной решетке профилей сопровождается смыканием вторичных вихрей и ядер вторичных вихрей на выходе из ЦК. Самым неблагоприятным режимом является режим смыкания ядер вихрей, при котором возрастают потери, и падает гидравлическая мощность профиля решетки.

Экспериментально установлено, что вторичные течения в МЦН более интенсивные, чем в проточной части ЦК полноразмерных насосов. Как следствие, значительное отклонение потока от линий тока в слое вторичных течений, интенсификация вихрей, нарастание предотрывних явлений.

По результатам исследования разработаны две модели течения в закрытом и полуоткрытом ЦК МЦН.

Для закрытого ЦК (см. рис. 2) показаны первичные доминирующие факторы:

– интенсивные вторичные течения;

–-обширная зона отрыва вдоль всасывающей стороны лопатки. Как следствие, в каналах ЦК развиты вторичные вихри и снижено рабочее проходное сечение канала ЦК.

–вращения ротора насоса;

–объемный КПД для щелевых уплотнений расположенных по буртам ЦК составляет 80%. Объемный КПД для МЦН с торцовыми щелевыми уплотнениями составляет 68%;

–дисковый КПД составляет 93%;

–гидравлический КПД составляет 74…84% с тенденцией к росту при относительной ширине межлопаточного канала, стремящегося к оптимальному значению.

Как следствие, в каналах ЦК развиты вторичные вихри и снижено рабочее проходное сечение канала ЦК.

–вращения ротора насоса;

–объемный КПД для щелевых уплотнений расположенных по буртам ЦК составляет 80%. Объемный КПД для МЦН с торцовыми щелевыми уплотнениями составляет 68%;

–дисковый КПД составляет 93%;

–гидравлический КПД составляет 74…84% с тенденцией к росту при относительной ширине межлопаточного канала, стремящегося к оптимальному значению.

В открытом ЦК (см. рис. 3) показано перетекание рабочего тела через открытую часть от напорной к всасывающей стороне лопатки. Порождаемая этим движением интенсивная завихренность распространяется в середину межлопаточного канала по направлению к ведущему диску, образуя крупный единый вихрь, который загромождает весь канал.

Экспериментально установлены следующие зависимости энергетических качеств от геометрических параметров насоса:

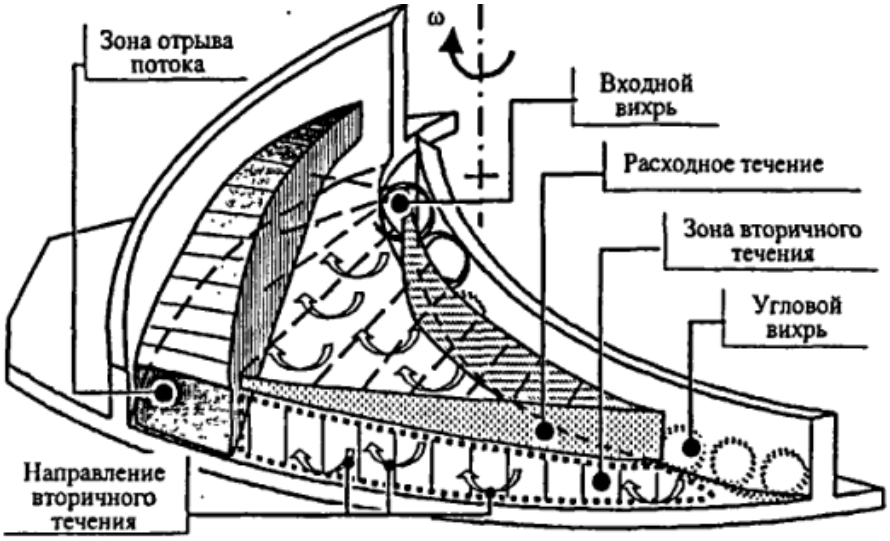



**Рисунок 2 – Модель течения рабочей жидкости в закрытом ЦК**

–с увеличением $\bar{b}_2 = b_2 / D_2$ от 0,012 до 0,111 и $b_2/L$ 0,023 до 0,331 значения коэффициента напора и КПД монотонно увеличиваются и достигают максимума на расчетном режиме работы при $\bar{b}_2 = 0{,}111$ и $b_2/L$ = 0,331, КПД при этом находится в переделах 55…58 %;

–исследования показали, что угол на выходе следует задавать в диапазоне 65°…90°;

при увеличении числа Рейнольдца энергетические характеристики МЦН увеличиваются. Увеличение числа Рейнольдца предлагается производить путем повышения частоты вращения ротора насоса; объемный КПД для щелевых уплотнений расположенных по буртам ЦК составляет 80%. Объемный КПД для МЦН с

–торцовыми щелевыми уплотнениями составляет 68%;

–дисковый КПД составляет 93%;

гидравлический КПД составляет 74…84% с тенденцией к росту при относительной ширине межлопаточного канала, стремящегося к оптимальному значению.

Далее в работе [4] рассмотрены возможные пути повышения эффективности работы МЦН с помощью применения выравнивающих перегородок (ВП). Применение ВП повышает коэффициент напора МЦН ≈ 10%. Максимальный прирост напора, полученный при использовании ВП, составляет 38% для ЦК с параметрами характерными для общепромышленных насосов.

**Определение с помощью CDF расчета недостатков проточной части серийно изготавливаемых насосов и путей их устранения**

В работах [5 и 6] представлены материалы, в которых изложен способ повышения энергетических характеристик серийно изготавливаемых насосов. В качестве примера приведены расчеты течений в проточной части серийно изготавливаемого насоса ХРО 1000/34 рис.4.

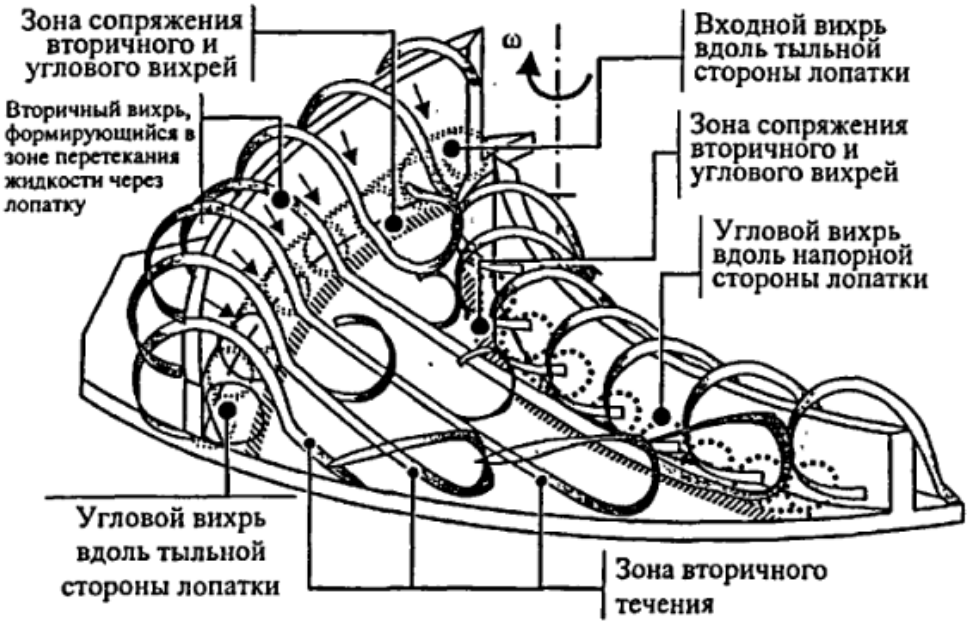
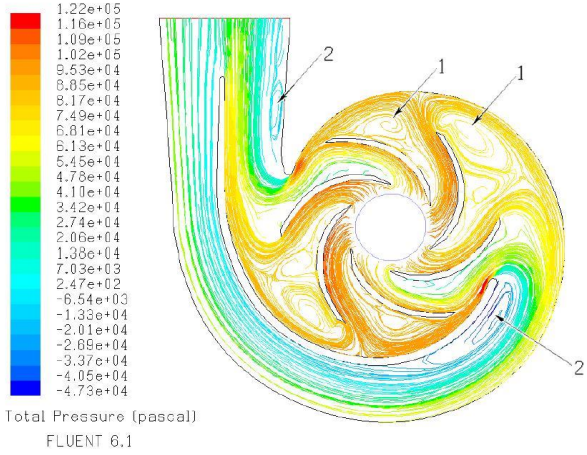



**Рисунок 3 – Модель течения рабочей жидкости в полуоткрытом ЦК**




1 – вихревое движение; 2 – обратные течения (токи)

**Рисунок 4 – Расчет течений в проточной части серийно изготавливаемого насоса ХРО 1000/34**

Далее в работе [4] рассмотрены возможные пути повышения эффективности работы МЦН с помощью применения выравнивающих перегородок (ВП). Применение ВП повышает коэффициент напора МЦН ≈ 10%. Максимальный прирост напора, полученный при использовании ВП, составляет 38% для ЦК с параметрами характерными для общепромышленных насосов.

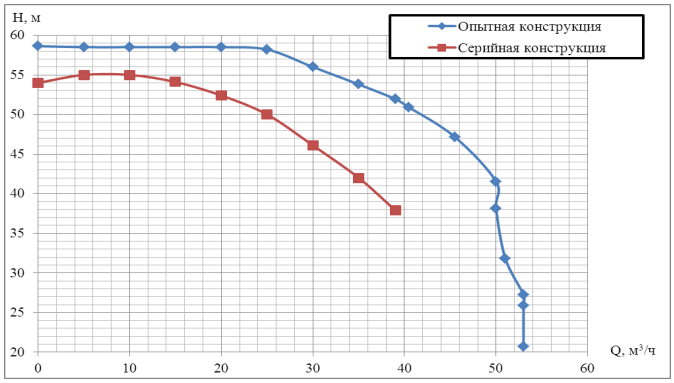



**Рисунок 5 – Зависимость напора насоса АХ25/50 от расхода**

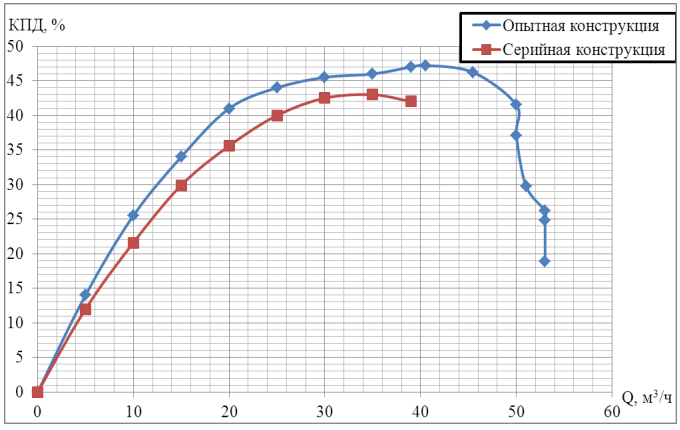



**Рисунок 6 – Зависимость КПД насоса АХ25/50 от расхода [6]**

**Определение с помощью CDF расчета недостатков проточной части серийно изготавливаемых насосов и путей их устранения**

В работах [5 и 6] представлены материалы, в которых изложен способ повышения энергетических характеристик серийно изготавливаемых насосов. В качестве примера приведены расчеты течений в проточной части серийно изготавливаемого насоса ХРО 1000/34 рис.4.

Как видно из приведенного рис. 4, проточная часть значительно перерасширена. На основании проведенного анализа была создана методика расчета и профилирования ЦК, которая лишена вышеприведенного недостатка. Правильность созданной методики была проверена экспериментально на серийно изготавливаемом насосе АХ25/50 (рис.5 и 6).

**Нанесения специального покрытия на элементы проточной части насоса**

В работах [7 и 8] представлены экспериментальные результаты повышения энергетических характеристик серийно изготавливаемого насоса КМ 65-50-160. На проточную часть ЦК вышеупомянутого насоса наносились два покрытия. Одно на основе поверхностно-активных веществ, другое на основе фторопласта. Затем насос КМ 65-50-160 собирался с серийно изготовленным ЦК и с модифицированными.

Результаты испытаний приведены на рис. 7 и 8.

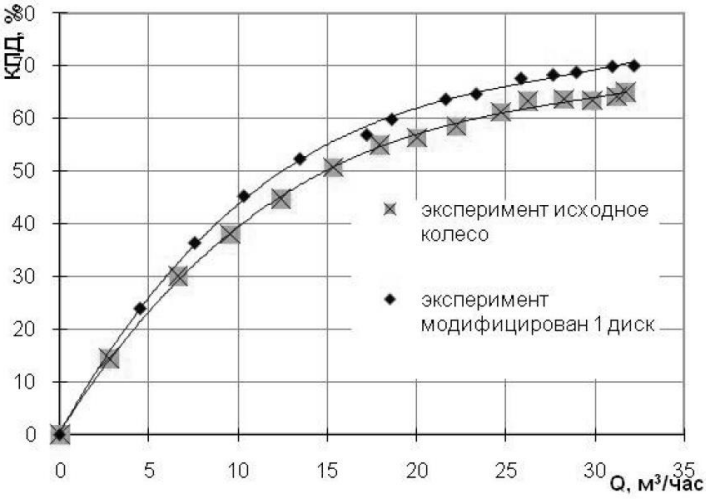



**Рисунок 7 – Зависимость КПД от расхода насоса КМ 65-50-160 до и после создания гидрофобного покрытия на основе ПАВ**

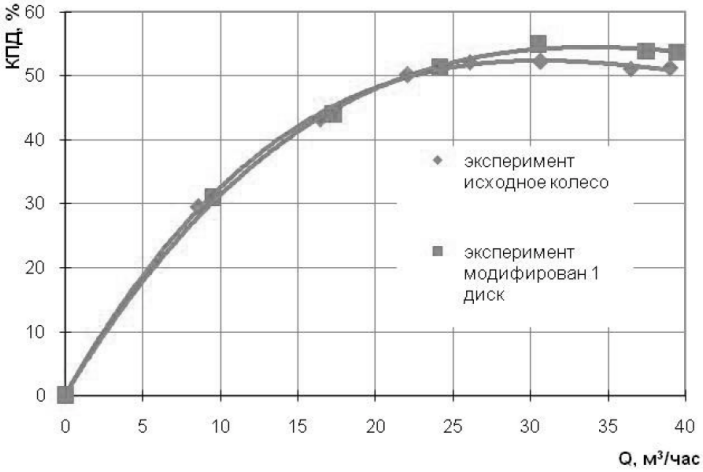



**Рисунок 8 – Зависимость КПД от расхода насоса КМ 65-50-160 до и после создания гидрофобного покрытия на основе фторопласта**

При использовании вышеуказанных покрытий КПД насоса возрастает от 1,5 до 6 % по сравнению с таким же насосом, где покрытие не наносилось на элементы проточной части. Такой разброс по КПД обусловлен режимом работы насоса. По результатам испытания при нанесении покрытия на проточную часть ЦК КПД насоса на номинальном режиме работы повысился на 1,7 %

Нанесение покрытия так же положительно сказывается на уменьшение

шума насоса и на снижение образования коррозии на элементах проточной части насоса при длительной эксплуатации (до 7 лет).

**Применения осерадиальных рабочих колес в насосах ЖРД**

В работе [9] приведена методика расчета и профилирования, а также результаты испытаний насосов ЖРД с осерадиальными рабочими колесами (ОРК).

ОРК обладает следующими преимуществами по сравнению с классическим ЦК:

–улучшенными энергетическими характеристиками за счет постепенности подвода энергии к жидкости, что достигается оптимизацией формы меридионального сечения ОРК;

–плавно-постепенным увеличением изгиба лопатки по длине линии тока от входной до выходной кромок;

–оптимальным распределением углов лопатки по радиусу ОРК.

При постепенном повышения энергии в ОРК появляется необходимость существенно увеличить длину лопатки, в том числе за счет увеличения осевой длины входной части ОРК.

Оно условно разбивается на три участка рис 9:

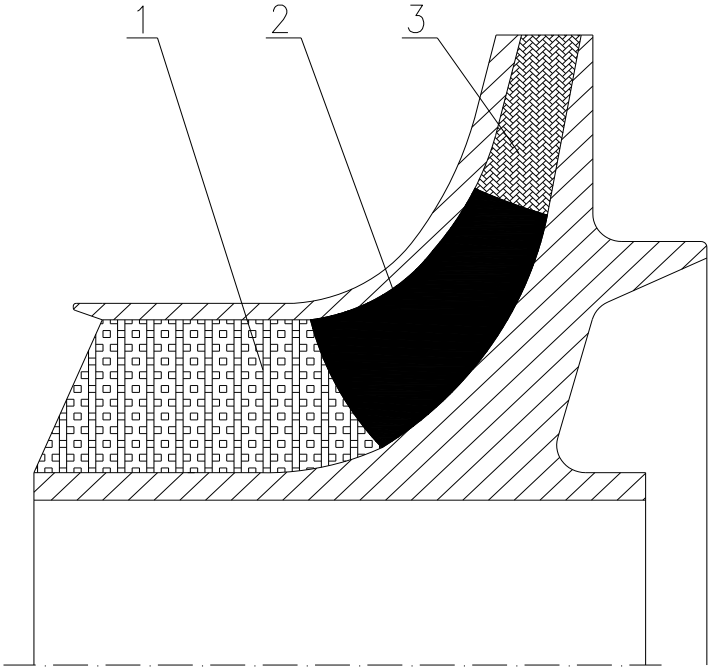



**Рисунок 9 – Условные участки, на которые разбивается ОРК**

–первый (осевой) – течение на этом участке должно быть с минимально допустимыми углами атаки, малыми углами изгиба лопаток;

–второй (диагональный) - течение, в котором плавно переходит из осевого в радиальное;

–третий (выходной или напорный) - течение, в котором радиальное или диагональное.

ОРК так же было применено для кислородного насоса ЖРД Буран (двигатель РД0120) вместо серийно-изготавливаемого. Шнек выполнен короче, для увеличения осевой длинны меридиональных каналов ОРК. Результаты испытаний следующие:

–напор ступени с ОРК выше напора серийно-изготавливаемого на 7,5%, КПД выше на 15% – без шнека;

–напор ступени с ОРК выше напора серийно-изготавливаемого на 4…5%, КПД выше на 15% – со шнеком.

**Ретроспективный анализ литературных источников о возможности использования их материалов для малорасходных высокооборотных лопаточных насосов ЖРД**

Результаты, представленные [2] имеют большое значение для промышленного насосостроения. При проведении проектных работ по созданию центробежных колес для шнекоцентробежных насосов ЖРД, также следует обращать внимание на экспериментальные результаты работы [2]. Однако не стоит забывать о различиях между режимами работы общепромышленных насосов и шнекоцентробежных насосов ЖРД верхних ступеней РН.

Материалы работы [3] представляют большую научную ценность для насосостроения. Однако, утверждение, что на лопатках двоякой кривизны возникают обратные токи, а на цилиндрических не возникают, не бесспорно, применительно к шнекоцентробежным насосам ЖРД, так как в [10, 11 и 12] утверждается обратное. Так же экспериментально установлено, что чистота поверхности проточной части центробежного колеса не влияет на величину КПД шнекоцентробежных насосов ЖРД. Результаты, приведенные в [3] следует принимать во внимание при проведении проектных работ по созданию насосов ЖРД, однако полагаться на них не стоит, так как они получены для общепромышленных насосов.

Работа [4] посвящена изучению физической картины течения жидкости в элементах проточной части малоразмерного центробежного насоса, а также разработке методов оптимизации проточной части. Полученные результаты необходимо учитывать при разработке шнекоцентробежных насосов ЖРД, которые по режиму работы близки к малоразмерным центробежным насосам.

Материалы, представленные в [5 и 6] актуальны при проектировании проточной части вновь разрабатываемых насосов, так как они позволяют достичь максимального значения КПД насоса еще на этапе проектирования. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании центробежных колес и отводящих устройств шнекоцентробежных насосов ЖРД при адаптации CDF анализа для особенностей режима работы шнекоцентробежных насосов ЖРД. Следует упомянуть, что при проведении аналитических расчетов геометрии проточной части насосов ЖРД, вводится коэффициент загромождения сечения лопатками на выходе из центробежного колеса. Соблюдение данной рекомендации позволяет снизить образование обратных токов на выходном участке центробежного колеса.

Работы [7 и 8] актуальны для центробежных насосов общепромышленного применения. Так как представленные в них результаты позволяют не только повысить энергетические характеристики, но и ресурс работы насоса. Однако, использовать материалы работ [7 и 8] для повышения КПД и эксплуатационных характеристик шнекоцентробежных насосов ЖРД не целесообразно, так как режимы работы шнекоцентробежных насосов ЖРД отличаются от режима работы общепромышленных насосов. Еще одним отличием шнекоцентробежных насосов ЖРД от общепромышленных насосов является использование в качестве рабочего тела агрессивных и криогенных жидкостей, таких

как: жидкий кислород, жидкий водород, азотная кислота, азотный тетраксид и т. д. При покрытии проточной части насосов ЖРД структурированным покрытием, существует большая вероятность того, что агрессивная среда рабочего тела либо растворит это покрытие, либо поспособствует его отслоению. При появлении инородных частиц может произойти засорение форсунок газогенератора, камеры сгорания, заклинивание плунжерных пар агрегатов автоматики двигателя. Появление инородных частиц в топливе ЖРД – это практически гарантия аварийной работы двигателя.

Результаты работы [9] представляют большую научную и практическую ценность для проектирования общепромышленных насосов и насосов ЖРД. Автор [9] предлагает использовать осерадиальные рабочие колеса, так как в них осуществляется плавный переход рабочего тела из осевого в радиальное направление. Данное решение позволяет обеспечить минимальный уровень потерь в рабочем колесе, что обеспечивает максимальные энергетические характеристики насосов ЖРД. Коэффициент быстроходности рассматриваемых рабочих колес находится в диапазоне от 70 до 120 который характерен для шнекоцентробежных насосов ЖРД первых ступеней РН так и общепромышленного назначения. Однако, в работе [9] нет упоминания о применении осерадиальных колес для насосов ЖРД верхних ступеней и для ЖРД без дожигания генераторного газа коэффициент быстроходности, которых лежит в диапазоне до 70. В связи с этим существует большая вероятность, что проектирование осерадиального колеса может быть весьма затруднительным или вообще не реализуемым для ЖРД верхних ступеней и для ЖРД без дожигания генераторного газа, величина коэффициента быстроходности которых лежит в диапазоне до 70.

**Научна новизна**

Впервые проведен комплексный ретроспективный анализ современных литературных источников на предмет поиска способов повышения КПД шнекоцентробежных насосов ЖРД верхних ступеней РН. Результаты вышеупомянутого анализа показали, что отсутствует комплексный подход по определению путей повышения КПД для шнекоцентробежных насосов ЖРД верхних ступеней РН и создание подобной методики очень важная задача современной ракетной техники.

**Выводы**

Приведенные выше материалы показывают, что работы, проводимые по повышению КПД, актуальны и проводятся для насосов как общепромышленного, так и авио-космического назначения.

В современных литературных источниках не приводится информация по повышению КПД шнекоцентробежных насосов ЖРД верхних ступеней РН. Поэтому проведение таких исследований является актуальным, а результаты исследований будут востребованы.

Отсутствует комплексный подход по определению путей повышения КПД шнекоцентробежных насосов ЖРД верхних ступеней РН. В свою очередь высокое КПД агрегатов системы подачи обеспечивают высокий удельный импульс ЖРД. А от высокого удельного импульса ЖРД верхних ступеней в большей степени зависит масса полезной нагрузки, выводимой РН.

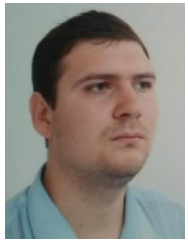
Необходимо провести комплексное экспериментально-теоретическое исследование в процессе, которого будут созданы методические средства, которые позволят за короткое время и с высокой точностью повышать КПД шнекоцентробежных насосов ЖРД верхних ступеней РН.

## Библиографические ссылки


1. Turbopump with a single piece housing and a smooth enamel glass surfae: пат. US20190032604A1 США МПК F02K 9/46; заявл. 20.01.2017; опубл. l. 31.01/2019, Бюл. № 16/072,087. 10 с.
2. Кац А.М. Многопараметрическая оптимизация рабочих колес центробежных насосов низкой быстроходности (nS 40…60): автореф. дис. … канд. тех. наук: 05.04.13. Москва, 1991. 16 с.
3. Жарковский А.А. Математическое моделирование рабочих процессов в центробежных насосах низкой и средней быстроходности для решения задач автоматизированного проектирования: автореф. дис. … д-ра. тех. наук: 05.04.13. Санкт-Петербург, 2003. 32 с.
4. Бабков А.В. Повышение эффективности малоразмерных центробежных насосов авиакосмических энергосиловых установок и систем терморегулирования: автореф. дис. … д-ра. тех. наук: 05.07.05. Москва, 2004. 40 с.
5. Шахбанов Р.М. Обоснование параметров центробежных насосов на основе комплексного моделирования гидродинамических процессов: автореф. дис. … канд. тех. наук: 05.02.13. Орел, 2016. 7 с.
6. Григорьев С.В., Савин Л.А., Шахбанов Р.М. Обоснование возможностей повышения энергетических характеристик центробежных насосов. Известия ТулГУ. 2015. Вып. 7. Ч. 2. С. 122-127.
7. Хованов Г.П. Исследования влияния гидрофобных поверхностей элементов проточной части на эксплуатационные характеристики и отдельных видов потерь центробежных насосов: автореф. дис. … канд. тех. наук: 05.04.13. Москва, 2012. 20 с.
8. Чернышов С. А. Повышение эксплуатационных качеств центробежных насосов на основе изменения гидродинамического взаимодействия рабочего потока с элементами проточной части: автореф. дис. … канд. тех. наук: 05.04.13. Москва, 2008. 16 с.
9. Чумаченко Б.Н. Теоретические основы и экспериментальные исследования создания проточных частей лопастных насосов, обеспечивающих сочетание высоких КПД, всасывающей способности и низкого уровня вибрации: автореф. дис. … д-ра. тех. наук: 05.07.05. Москва, 2002. 35 с.
10. Овсяников Б.В., Селифонов В.С., Черваков В.В., Расчет и проектирование шнекоцентробежного насоса: учебное пособие. Москва: МАИ, 1996. 72 с.
11. Овсяников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей: учебное пособие Москва: Машиностроение, 1986. 376 с.
12. Высокооборотные лопаточные насосы: учебное пособие \ Боровский Б.И и др. Москва: Машиностроение, 1975. 336 с.


*Поступила в редколлегию 08.04.2021г.*

## Сведенья об авторах



Назаренко Георгий Владимирович, Украина.
ГП «КБ «Южное».
Ведущий инженер-конструктор. Аспирант
Сфера интересов – Насосы ТНА и бортовых источников мощности ЖРД

Филиппенко Павел Петрович, Украина.
ГП «КБ «Южное».
Начальник группы.
Сфера интересов – Насосы ТНА и бортовых источников мощности ЖРД

Дешевых Сергей Алексеевич, Украина.
ГП «КБ «Южное».
Начальник сектора.
Сфера интересов – Турбины и насосы ТНА и бортовых источников мощности ЖРД

Митиков Юрий Алексеевич, Украина.
Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара. Заведующий кафедрой двигателестроения, доктор технических наук, доцент.
Сфера интересов – Системы подачи рабочего тела ЖРД

UDC 629.7

DOI: 10.15421/452107

# TEST RESULTS OF A HIGH-SPEED SOLENOID VALVE FOR THE ELECTRIC PROPULSION FEED SYSTEM

B. Yurkov[1, 2], O. Petrenko[1, 2], D. Voronovskyi[1, 2], A. Troyan[1]

*[1] Space Electric Thruster Systems (SETS), 115, Gagarin Ave., Dnipro, 49050, Ukraine*
*[2] Dniprovsky National University named Oles Honchar (DNU), 72, Gagarin Ave., Dnipro, 49050, Ukraine,*

**Abstract. Today in the world there are many electric propulsion systems based on the different types of thrusters. Most of them used gaseous propellent. Typical Electric propulsion system (EPS) consists of following main subsystems: the electric propulsion thruster that creates thrust; the power-processing and control unit which provides energy to all subsystems; the storage and feed system that performs functions of storing working substance in the tank and supplying the required amount of working substance to the thruster; Solenoid valve is a part of storage and feed systems. The feed system is an essential part of any electric propulsion system. The life cycle of the feed system is largely determined by lifetime of the valves and the amount of working substance in tank. Whereas the amount of working substance is selected based on the requirements for each specific mission valve parameters must be satisfying for various missions. Accordingly, the valves must have low power consumption, high reliability with a long lifetime (more than $10^6$ cycles), low weight and dimensions. Solenoid valve is an electromechanical device that consists of moving part controlled by an electromagnet. Movement of the movable element and the seal are key parts of valve reliability. Presented solenoid valve design uses two membranes, which perform the function of centering the moving element and with the spring provide the required closing speed and the seal of the valve. The paper presents the problem of selecting critical elements that affect the solenoid valve's performance, procedure and test results required for the qualification of space equipment. Manufactured valve was successfully tested (vibration testing, response time testing with inlet pressure change, response time testing at different operating voltages, dependence of the valve actuation current on the operating voltage, temperature testing, lifetime tests) separately and as part of XFS according to the ECSS standards. As well as the successful implementation of presented valve into the flight xenon feed system for electric propulsion.**
**Keywords: XENON STORAGE AND FEED SYSTEM, SOLENOID VALVE, ELECTRIC PROPULSION, LIFETIME TESTING, HIGH RELIABILITY VALVE, QUICK RESPONSE TIME VALVE, LOW MASS VALVE.**

# РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ БЫСТРОСРАБАТЫВАЕМОГО СОЛЕНОИДНОГО КЛАПАНА ДЛЯ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ЭРДУ

Б.В. Юрков[1, 2], А.Н. Петренко[1, 2] , Д.К. Вороновский[1, 2], А.А Троян[1]

*[1] Space Electric Thruster Systems (SETS), пр. Гагарина, 115, г. Днепр, 49050, Украина*
*[2]Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара, пр. Гагарина 72, г. Днепр, 49010, Украина*

**Аннотация. Сегодня в мире существует множество электроракетных двигательных установок, основанных на разных типах двигателей. Большинство из них используют газообразное рабочее вещество. Традиционная электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) состоит из следующих основных подсистем: электроракетный двигатель, создающего тягу; блок обработки и управления питанием, обеспечивающий энергией все подсистемы; система хранения и подачи, выполняющая функции хранения рабочего тела в баке и подачи необходимого количества рабочего вещества в двигатель. Электромагнитный клапан входит в состав системы хранения и подачи. Система подачи является неотъемлемой частью любой электроракетной двигательной установки. Срок службы системы подачи во многом определяется сроком службы клапанов и количеством рабочего вещества в баллоне. В то время как количество рабочего вещества выбирается исходя из требований для каждой конкретной миссии, параметры клапана должны быть удовлетворительными для различных типов миссий. Соответственно, клапаны должны иметь низкое энергопотребление, высокую надежность с большим сроком эксплуатации (более $10^6$ циклов), малый вес и габариты. Электромагнитный клапан — это электромеханическое устройство, состоящее из подвижной части, управляемой электромагнитом. Перемещение подвижного элемента и уплотнения являются ключевыми составляющими надежности клапана. В представленной конструкции электромагнитного клапана используются две мембраны, которые выполняют функцию центрирования подвижного элемента и вместе с пружиной обеспечивают необходимую скорость закрытия**

**и уплотнение клапана. В статье представлена проблема выбора критических элементов, влияющих на работу электромагнитного клапана, процедуры и результаты испытаний, необходимых для аттестации космического оборудования. Изготовленный клапан успешно прошел испытания (вибрационные испытание, испытание времени срабатывания с изменением давления на входе, испытание времени срабатывания при различных рабочих напряжениях, зависимость тока срабатывания клапана от рабочего напряжения, температурные испытания, ресурсные испытания) отдельно и в составе XFS по стандартам ECSS. А также успешное внедрение представленного клапана в летную систему подачи ксенона для электроракетного двигателя.**
**Ключевые слова: СИСТЕМА ХРАНЕНИЯ И ПОДАЧИ КСЕНОНА, СОЛЕНОИДНЫЙ КЛАПАН, ЭЛЕКТРОРАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, РЕСУРСНЫЕ ИСПЫТАНИЯ, ВЫСОКОНАДЕЖНЫЙ КЛАПАН, БЫСТРОСРАБАТЫВАЮЩИЙ КЛАПАН, МАЛОМАССОВЫЙ КЛАПАН.**

# РЕЗУЛЬТАТИ ВИПРОБУВАНЬ ШВИДКОДІЮЧОГО СОЛЕНОЇДНОГО КЛАПАНУ ДЛЯ СИСТЕМИ ПОДАЧІ ЕРДУ

Б.В. Юрков[1, 2], О.М. Петренко[1, 2] , Д.К. Вороновський[1, 2], А.О Троян[1]

*[1] Space Electric Thruster Systems (SETS), пр. Гагаріна, 115, г. Дніпро, 49050, Україна*
*[2] Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, г. Дніпро, 49010, Україна*

**Анотація. Сьогодні в світі існує велика кількість електроракетних двигунних установок, заснованих на різних типах двигунів. Більшість з них використовують газоподібне робоче речовина. Традиційна електроракетна двигунна установка (ЕРДУ) складається з наступних основних підсистем: електроракетний двигун, що створює тягу; блок обробки і управління живленням, що забезпечує енергією всі підсистеми; система зберігання і подачі, що виконує функції зберігання робочого тіла в баку і подачі необхідної кількості робочої речовини в двигун. Електромагнітний клапан входить до складу системи зберігання та подачі. Система подачі є невід'ємною частиною будь-якої електроракетної двигунної установки. Термін служби системи подачі багато в чому визначається терміном служби клапанів і кількістю робочої речовини в балоні. У той час як кількість робочої речовини визначається виходячи з вимог для кожної конкретної місії, параметри клапана повинні бути задовільними для різних типів місій. Відповідно, клапани повинні мати низьке енергоспоживання, високу надійність з великим терміном експлуатації (більше $10^6$ циклів), малу вагу і габарити. Електромагнітний клапан - це електромеханічний пристрій, що складається з рухомої частини, керованої електромагнітом. Переміщення рухомого елемента і ущільнення є ключовими складовими надійності клапана. У представленій конструкції електромагнітного клапана використовуються дві мембрани, які виконують функцію центрування рухомого елемента і разом з пружиною забезпечують необхідну швидкість закриття і ущільнення клапана. У статті представлена проблема вибору критичних елементів, які впливають на роботу електромагнітного клапана, процедури і результати випробувань, необхідних для атестації космічної техніки. Виготовлений клапан успішно пройшов випробування (вібраційні випробування, випробування часу спрацьовування зі зміною тиску на вході, випробування часу спрацьовування при різних робочих напругах, залежність струму спрацьовування клапана від робочої напруги, температурні випробування, ресурсні випробування) окремо і в складі XFS за стандартами ECSS. А також успішне впровадження представленого клапана в льотну систему подачі ксенону для електроракетного двигуна.**
**Ключові слова: СИСТЕМА ЗБЕРІГАННЯ І ПОДАЧІ КСЕНОНУ, СОЛЕНОЇДНИЙ КЛАПАН, ЕЛЕКТРОРАКЕТНА ДВИГУННА УСТАНОВКА, РЕСУРСНІ ВИПРОБУВАННЯ, ВИСОКОНАДІЙНИЙ КЛАПАН, КЛАПАН З ШВИДКИМ СПРАЦЬОВУВАННЯМ, КЛАПАН З МАЛОЮ МАСОЮ**

## Introduction

The requirements for the feed system are determined by the requirements for the thruster (total impulse, the need to change the thrust during operation) and the propulsion system as a whole (temperature conditions, dimensions). Based on these requirements all components are selected. [6]

The storage and feed system in EPS structure must ensure three main tasks: storage the working substance in the high pressure (up to 180 bar) tank, decreasing the high pressure to the working level (1 bar) and feed the referenced values of the mass flow rates into electrical propulsion thruster. If the structure of

EPS includes one Hall thruster the storage and feed system must has two output lines – into anode and hollow cathode units.

Tree main structures of the storage and feed systems for pressure decreasing are used: a) system with mechanical pressure regulator [4]; b) system with accumulator tank (bang-bang controlled valves/ feedback control from pressure transducers) [1]; c) system with proportional valve [2].

SETS Company have designed Xenon storage and feed system (XFS) (Fig.1) for application in EPS structures with the ST-25 [5] and ST-40 Hall thrusters. The operation principle of this system is based on the accumulation tank and controlled valves application. [3].

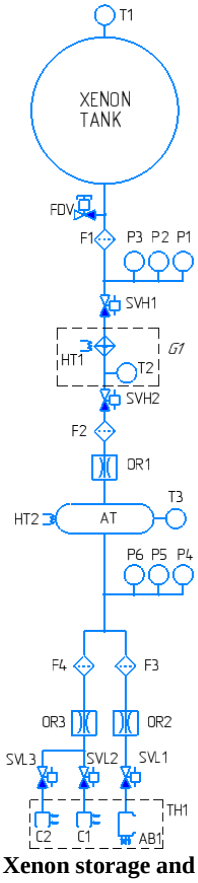



**Figure 1 – Xenon storage and feed system block diagram**

Legend:
T – Temperature sensor;
FDV – Fill and drain valve;
P – Pressure transducer;
F – Filter;
SVH – High pressure solenoid valve;
OR – Flow restrictor;
HT – Heater;
G – Gasifier;
AT – Accumulator tank;
SVL – Low pressure solenoid valve;
TH – Thruster.

**Formulation of the research problem**

According to the structures of the xenon storage and feed systems, the valve is a critical element in determining the reliability of the system. There is a need to reduce the size of the valve, which will significantly reduce the weight of the system (based on the number of valves), use a universal valve for high and low pressure, increase the response speed to avoid gas overflow into the accumulator tank, which will affect the gas flow into the thruster, as well as increase the tightness to reduce gas losses and carry out the whole range of tests which required for the qualification of space equipment.

**Solution of the problem**

The solenoid valve SV-1 was designed, manufactured and tested by SETS Company. This valve has been proven to operate at both high and low pressures. The general view of the valve is shown in Fig. 2, and its technical parameters are presented in Table 1.

**Table 1 – SV-1 valve parameters**

| Parameters | Value |
|---|---|
| Valve type | 1-Way Normally Closed |
| Operating working substance | Xe, Ar, Kr |
| Maximum operating pressure, bar | 180 |
| Temperature range, ºC | -30 to +100 |
| Response time, sec | 0,005 |
| Orifice inlet size, mm | 0,5 |
| Actuation voltage, V | 12+1 |
| Operating voltage, V | 7+1 |

| | |
|---|---|
| Resistance of solenoid at 20ºC, Ω | 62±0,5 |
| Minimal insulation resistance, MΩ | 20 |
| External leakage, sccm (He) | 5×10-6 |
| Internal leakage, sccm (He) | 2×10-5 |
| Cycle life | > 1000000 |
| Mass, kg | 0,025 |
| Dimensions (without connectors), mm | Ø 15,5 x 22 |
| Development stage | Flight model |

SV-1 is a direct current solenoid valve offers fast and safe switching, long service life, good medium compatibility of the materials used, and extremely small size package. SV-1 operates with high repeatability and is constructed of non-corroding stainless steel.

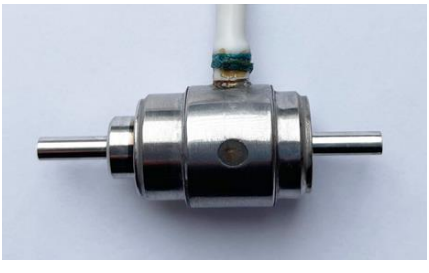


**Figure 2 – Engineering prototype of SV-1 valve**

Features of the valve design are shown in Fig. 3, where the following designations are introduced:

1 - moving element;
2 - membranes;
3 - spring;
4 – coil;
5 – sealing.

As shown in Fig. 3, the SV-1 valve design uses two diaphragms, which perform the function of centering the moving element, and also with the spring provide the required closing speed and tightness of the valve. If the diaphragm deforms, the moving element will shift, resulting in valve failure.

For this reason, diaphragms are one of the key elements of the valve and require preliminary analysis and calculations. The choice of material and design of the membrane was made based on the analysis of existing valve designs. The membrane was calculated using the Ansys package. The calculation results for the membrane are shown in Fig. 4.

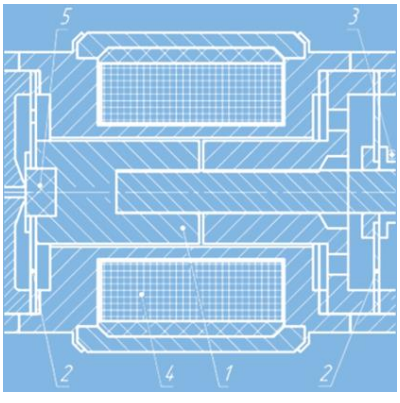



**Figure 3 – Solenoid valve structure (simplified view)**

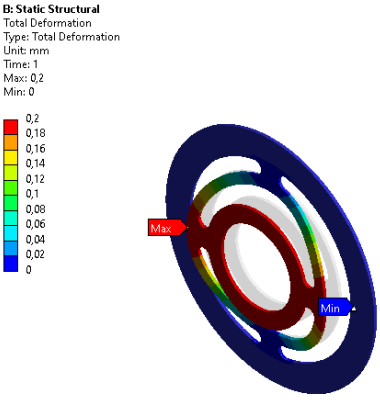



**Figure 4 – Results of the membrane calculation**

In the course of calculations, stainless steel was chosen as the membrane material. The maximum mechanical stresses in the membrane arise when the valve is opened (moving element displacement 0.2 mm) and reach 1/3 tensile strength. The results of the calculations made it possible to choose the material for the manufacture of the membrane - cold-worked stainless steel.

The next important point to be solved is the choice of the sealing element to achieve the

required level of leakages and performance over a long service life. Below there is a list of materials that are widely used in existing analogues and were used by us as a material for insert sealing.

- Glass-filled polyamide (PA 6 GF30);
- Polyether ether ketone (KETRON PEEK-GF30);
- Polychlorotrifluoroethylene PCTFE;
- Polytetrafluoroethylene PTFE (Teflon).

Glass-filled materials stratify during operation (about 200,000-400,000 operations), and also negatively affect the sealing surface. PCTFE melts during assembling because of small valve size. As a final sealing material, we have chosen the last one. With PTFE there are not such problems as with the previous ones and it meets leakage requirements over a long service life.

To confirm the parameters of the developed valve after its manufacture, all necessary and functional tests of space products have to be carried out. So below presented the test procedure.

Test procedure:

1. Vibration testing;
2. Response time testing with inlet pressure change;
3. Response time at different operating voltages;
4. Dependence of the valve actuation current on the operating voltage;
5. Valve's temperature testing;
6. Lifetime test.

Schematics of each test listed below.

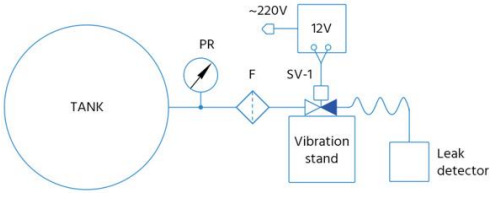



**Figure 5 – Schematic of vibration testing**

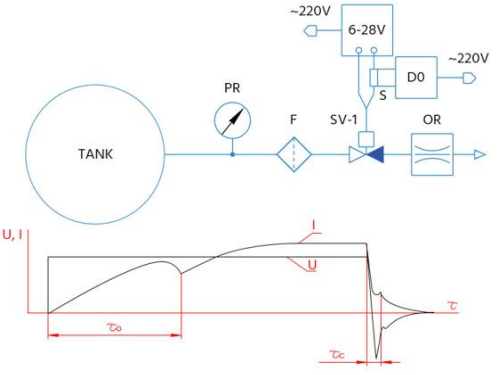



**Figure 6 – Schematic of Response time testing/ Dependence of the valve actuation current on the operating voltage**

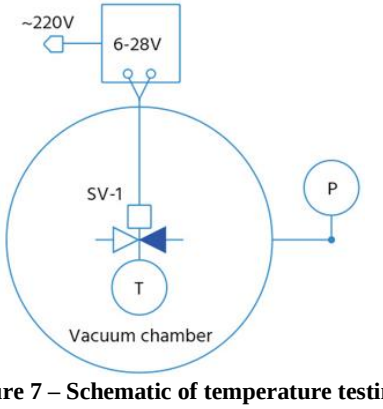



**Figure 7 – Schematic of temperature testing**

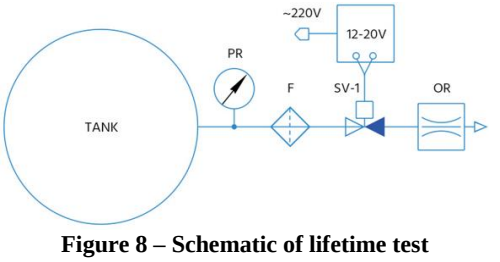



**Figure 8 – Schematic of lifetime test**

PR – Pressure Regulator;
DO – Digital oscilloscope;
OR – Orifice;
F – Filter;
S – Shunt;
P – Pressure Transducer;
T – Temperature Transducer.

Manufactured valve was successfully tested separately and as part of XFS with levels of vibrations and accelerations presented in Table 2.

**Table 2 – Levels of sinusoidal vibration**

| Frequency, Hz | Acceleration, g |
|---|---|
| 5–8 | 0,7 |
| 8-25 | 0,7-10 |
| 25-30 | 10 |
| 30-40 | 10-5,6 |
| 40-50 | 5,6-9 |
| 50-60 | 9 |
| 60-100 | 9-4 |

Test on the effect of linear acceleration was 5 minutes duration in each of the three directions with an acceleration of 9 g.

The dependence of the valve opening time on the value of the working pressure was studied (Fig. 10). Valve testing showed that when the working pressure changes in the range of 5 - 265 bar, the valve opening time changes in the range of 1.5 - 4.8 msec.
At the same time, the valve closing time is practically independent of the working pressure and is in the range of 0.64 - 1.1 msec. At an operating pressure of 295 bar, the valve did not open, while the valve did not collapse, no visible signs of deformation were found.

The valve was tested when the operating voltage was applied to the electromagnet of 20 V. During the tests, the leakage of the solenoid valve did not exceed 0.0004 $cm^3$ / sec.

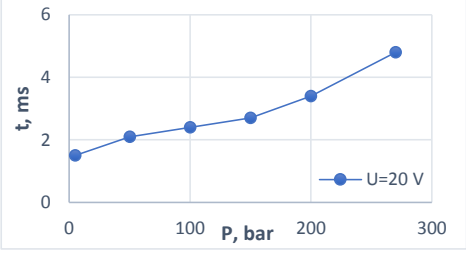



**Figure 9 – Dependence of the valve response speed on the inlet pressure change**

The results of experimental tests of the developed valve shown in Fig. 9, show that the valve opening time does not exceed 5 ms, which fully meets the design requirements.

At the next stage of testing, the dependence of the valve opening time and actuation current of the operating voltage was determined.

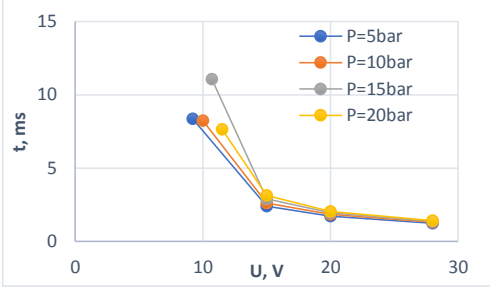



**Figure 10 – Dependence of the valve response speed for different operating voltages at fixed operating pressure**

Analysis of the data presented in Fig. 10 shows that at increasing of the actuation voltage above 12 V, the valve actuation speed practically does not change. Therefore, the valve's operating voltage of 12 V provides the required response speed.

As a result of presented at Fig.11 functional tests, dependencies that allow us to confirm the power consumption of the valve were determined. The maximum power consumption of the valve is less than three watts. To reduce power consumption and prevent possible overheating, the SV-1 valve goes into the holding mode after actuation. The valve power consumption at holding mode is less than 1 Watt (at voltage of 7 V).

To reduce power consumption and prevent possible overheating, the SV-1 valve goes into the holding mode after actuation. In Fig. 12 the dependences of the valve temperature change in the holding mode at various holding voltage values when the valve is operating in a vacuum of $10^{-4}$ Pa are showed. The valve holding voltage of 7 V was selected based on tests performed.

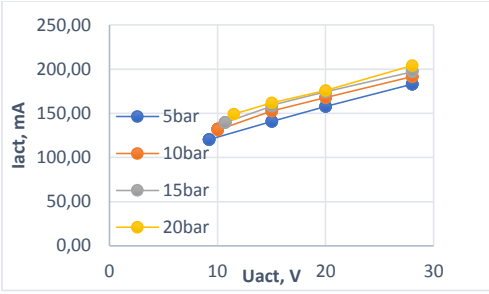



**Figure 11 – Dependence of the valve actuation current on the operating voltage at fixed operating pressures**

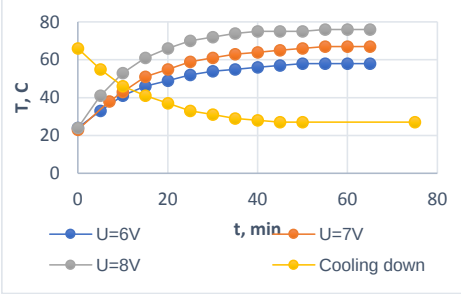



**Figure 12 – Valve's temperature regimes**

Valve parameters must be satisfying for various missions. In this regard, at the last stage of testing, some of the most important tests were performed, tests for 1 million operations, which meets the requirements for most missions. On the Fig.13, two laboratory valves were tested with stable pressure at 15 bar. Fig.14 shows an approximate simulation of the valve as part of the XFS, two engineering model valves were tested for $10^6$ actuations when the working pressure was reduced from 155 bar to 15 bar.

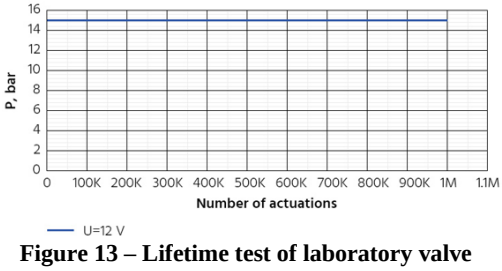



**Figure 13 – Lifetime test of laboratory valve**

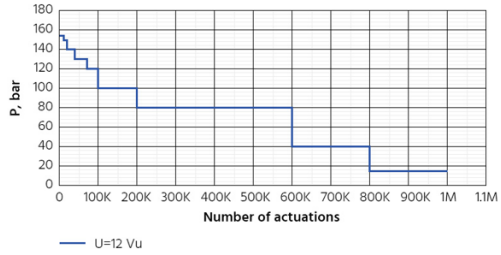



**Figure 14 – Simulation of working two engineering model valves as part of the XFS**

The measurements of the leakage level during testing were carried out after 1, 2, 4, 7, 10, 20, 40, 60, 80 and 100% of the valve actuation cycles at operating pressure 155, 150, 140, 130, 120, 100, 80, 40 and 15 bar respectively. During the entire third test cycle ($10^6$ actuation cycles), the leakage of the both solenoid valves did not exceed 0.0004 $cm^3$ / s. After 1 million actuations, the valves remained operational and some of them continue to function as part of a laboratory XFS. The remaining part was sent for defect detection just to check the internal state of the valve after 1 million actuations. The internal state has been shown that the valve can operate much more than a million actuations.

The developed valves are used in Xenon Storage and Feed systems (XFS) for electric propulsion systems SPS-40 (Fig. 15) and SPS-25 (Fig. 16). This propulsion systems have a similar structure based on Hall effect thrusters with different flow rates and power consumptions. This structure has high pressure and low-pressure units which requires valves with wide range of operating pressures. Presented solenoid valve used in both units, high and low. The XFS structure contains the tank made of polymer composite materials, which provides storage of Xenon at pressures of up to 300 bar (not shown in the figure, selected depending on the spacecraft mission); a high-pressure unit, which provides a decrease of the pressure in the tank to 1±3% bar in the AT and the low-pressure unit, which supplies the working substance from the AT to the anode unit and the hollow cathode unit of the Hall thruster with predetermined mass flow rates.

To ensure the specified working substance mass flow rates into the anode unit and the hollow cathode unit, SETS has developed appropriate flow limiters with bores up to 80 microns and calibrated capillary tubes with an inner diameter of 40 and 60 microns. The accuracy of setting the mass flow rates of the working substance is set by stabilizing the pressure and temperature in the AT and is ±3%.

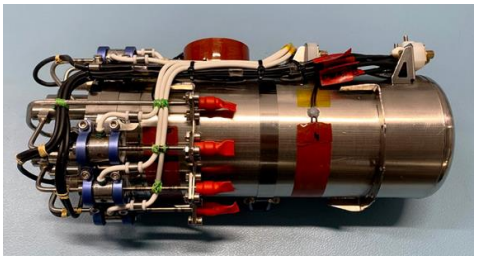


**Figure 15 – XFS for application in SPS-40 electric propulsion system**

**Figure 16 – Flight model of SPS-25 electric propulsion system**

## Scientific novelty

1. The combined use of a spring and diaphragms made it possible to increase the valve response speed and obtain the required level of leakages.

2. Research has shown the disadvantages of insert sealing materials such as Glass-filled polyamide (PA 6 GF30), Polyether ether ketone (KETRON PEEK-GF30), Polychlorotrifluoroethylene PCTFE for use in long lifetime valves.

3. Selecting appropriate membrane and insert sealing materials helped successfully passed the whole scope of needed space-qualified tests including an increased lifetime.

4. Implementation of manufactured flight model lightweight electromagnetic valves for both high and low pressures helped to unify and reduce mass and dimensions of the XFS.

## Conclusions

The company Space Electric Thruster Systems had solved the problem of selecting appropriate insert sealing and membrane materials which helped successfully passed the hole scope of needed space-qualified tests. As well as manufactured flight model of lightweight electromagnetic valves for implementation in XFS. Lifetime tests confirmed the valve's performance over more than 1,000,000 actuations. Burst tests have confirmed that the valve can be used in feed systems with different control techniques (e.g. “bang-bang”) for high (up to 250 bar) and low-pressure propulsion systems. Also, actuation tests showed a quick response time (1-5 ms for working pressure 1-250 bar) of the valve. It is important that gained experience allows SETS to start developing other types of valves, such as latch valves. Also, several valves with a vespel sealing element are already in manufacturing for comparison with our existing models.

## Bibliographic reference

1. Eunkwang Lee, Hodong Lee, Yongjun Moon, Seokhyun Kang, Younho Kim, Yunhwang Jeong, Hosung Yoon, Miso Son, Amer Mohammad Al Sayegh and Mar Luengo Cerrón “DEVELOPMENT OF ROBUST AND AFFORDABLE XENON FEED UNIT

FOR HALL EFFECT PROPULSION SYSTEMS" SPACE PROPULSION 2018, BARCELO RENACIMIENTO HOTEL, SEVILLE, SPAIN / 14 – 18 MAY 2018. SP2018_00007.

2. Eric J. Pencil "Recent Electric Propulsion Development Activities for NASA Science Missions" NASA Glenn Research Center Cleveland, Ohio 44135.

3. Joseph M. Cardin, William Cook and Rajesh Bhandari, "Qualification of an Advanced Xenon Flow Control Module" International Electric Propulsion Conference, The George Washington University • Washington, D.C. • USA Oct. 6 – 10, 2013. IEPC-2013-382.

4. Domhnall O'Sullivan, Eoin McGuinness, Derek Harris, Gerard Fenner "Mechanical Pressure Regulator for the Xenon Feed System on the Alphabus Platform" 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 9 - 12 July 2006, Sacramento, California.

5. O. Petrenko, D. Voronovskyi, B. Yurkov, S. Tolok, S. Kulagin "HALL THRUSTER ST-25 DEVELOPED BY SPACE ELECTRIC THRUSTER SYSTEMS (SETS)" SPACE PROPULSION 2020+1 17-19 March 2021. SP2020 #00266.

6. Robert Shotwell, Bill Butler, Duff Bushway, Dick Perini, Steve Gross, Rich Kelly. (2000). AIAA 2000-3748 Evaluation of Proportional Flow Control Valves for Potential Use in Electric Propulsion Feed Systems. 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.

*Received by the Editorial Board on May 20, 2021*

## Information about authors

Bohdan Yurkov. Ukraine.
Space Electric Thruster Systems.
Engineer-researcher.
Area of interest – design and testing of storage and feed systems.

Oleksandr Petrenko. Ukraine.
Space Electric Thruster Systems, Dnipro.
Research adviser.
Dniprovsky National University named Oles Honchar. Professor,
Area of interests - design and testing of electric propulsion systems.

Dmytro Voronovskyi.
Ukraine. Space Electric Thruster Systems.
Engineer-researcher.
Area of interest – design and testing Hall-effect thrusters.

Troyan Andrey, Ukraine, Space Electric Thruster Systems, Dnipro.
Chief of design department.
Area of interest – electric propulsion and its subsystems.

УДК 629.7.063.6

DOI: 10.15421/452108

# GENERAL CASE OF LIQUID MOTION IN A POROUS RADIAL CENTRIFUGAL PUMP

M. Katrenko[1], A. Panchenko[1], V. Eliseyev[2]

*[1]Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Gagarin avenue 72, Ukraine*

*[2]Institute of Geotechnical Mechanics named by N. Poljakov of National Academy of Sciences of Ukraine, Dnipro, Simferopol's'ka St., 2a, Ukraine*

**Abstract. Prospects and increasing use of porous structures in the design of fuel supply units for aircraft engines determines the importance, relevance and necessity of theoretical research aimed at creating a mathematical model of the motion of viscous, incompressible fluid in rotating porous bodies. A system of equations of motion describing the movement of a fluid in a porous wheel in a polar coordinate system is considered. Due to the great difficulties of analytical determination of the mass force of resistance in the model, it is assumed that it consists of the force of frictional resistance and the force of pressure resistance. A system of equations describing the motion of a fluid in a porous wheel is written in the polar coordinate system under the assumption that the change in the parameters of the fluid along the angle of rotation does not occur. In the laminar mode of motion, the filtration characteristics are expressed in the form of symmetric tensors of the second rank. The mass force of frictional resistance in the case of a turbulent mode of motion takes into account the accepted law of resistance. The action of the pressure gradient from the centrifugal forces during the motion of the fluid in the rotating porous wheel and the anisotropic properties of the porous element are taken as obtained during the motion of the fluid in a stationary sample. Therefore, from previous experimental studies, only the mass force of frictional resistance is taken into account, and the force of pressure resistance is taken into account in the equations. The equation connecting the static pressure of the fluid with the angular velocity of rotation and the geometrical parameters of the porous impeller and the gap is obtained.**

**Key words: POROUS BODY, CENTRIFUGAL PUMP, MOTION, LIQUID, POROUSITY, ANISOTROPICITY, SPEED, PRESSURE, HEAD, FORCE**

# ЗАГАЛЬНИЙ ВИПАДОК РУХУ РІДИНИ В ПОРИСТОМУ РАДІАЛЬНОМУ ВІДЦЕНТРОВОМУ НАСОСІ

М.О. Катренко[1], А.А. Панченко[1], В.І. Єлісєєв[2]

*[1]Дніпровський національний університет імені О. Гончара, Дніпро, проспект Гагаріна 72, Україна*

*[2]Інститут геотехнічної механіки ім. М.С. Полякова Національної академії наук України, Дніпро, вул. Сімферопольська, 2а, Україна*

**Анотація. Перспективність і збільшення використання в конструкції агрегатів постачання компонентів палива двигунів літальних апаратів пористих структур, обумовлює важливість, актуальність і необхідність проведення теоретичних досліджень, спрямованих на створення математичних моделей руху в'язкої, не стискаємої рідини у пористих тілах що обертаються. Розглядається система рівнянь руху, що описує рух рідини у пористому колесі, в полярній системі координат. У зв'язку з великими труднощами аналітичного визначення масової сили опору у моделі прийнято, що вона складається з сил спротиву тертю та силам спротиву тиску. Система рівнянь, що описує рух рідини у пористому колесі і записана в полярній системі координат обумовлена тим, що зміна параметрів рідини за кутом обертання не відбувається. При ламінарному режимі руху, фільтраційні характеристики прийняті такими, що записані у вигляді симетричних тензорів другого рангу. Масова сила спротиву тертю в разі турбулентного режиму руху записана у відповідності до прийнятого закону спротиву. Врахована дія градієнтів тисків від відцентрових сил при русі рідини у пористому колесі що обертається, а анізотропні властивості пористого елемента приймаються такими, що отримані при русі рідини у нерухомому зразку пористого тіла, які експериментально визначені раніше в стаціонарних умовах. Тому з попередніх проведених експериментальних досліджень врахована лише масова сила спротиву тертю, а в рівняннях сила спротиву тиску. Отримано рівняння, яке пов'язує статичний тиск рідини, з кутовою швидкістю обертання та геометричними параметрами пористого робочого колеса та зазору.**

**Ключові слова: ПОРИСТЕ ТІЛО, ВІДЦЕНТРОВИЙ НАСОС, РУХ, РІДИНА, ПОРИСТІСТЬ, АНІЗОТРОПНІСТЬ, ШВИДКІСТЬ, ТИСК, НАПІР, СИЛА**

© M. Katrenko, A. Panchenko, V. Eliseyev

# ОБЩИЙ СЛУЧАЙ ДВИЖЕНИЯ ЖИДКОСТИ В ПОРИСТОМ РАДИАЛЬНОМ ЦЕНТРОБЕЖНОМ НАСОСЕ

М.А. Катренко[1], А.А. Панченко[1], В.И. Елисеев[2]

[1]*Днепровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, проспект Гагарина 72, Украина*

[2]*Институт геотехнической механикиім. М.С. Полякова Национальной академии наук Украины, Днепр, ул. Симферопольская, 2а, Украина*

**Аннотация. Перспективность и все увеличивающееся использование в конструкции агрегатов подачи компонентов топлива двигателей летательных аппаратов пористых структур, обуславливает важность, актуальность и необходимость проведения теоретических исследований, направленных на создание математической модели движения вязкой, не сжимаемой жидкости во вращающихся пористых телах. Рассматривается система уравнений движения, описывающая движение жидкости в пористом колесе, в полярной системе координат. В связи с большими трудностями аналитического определения массовой силы сопротивления в модели принято, что она складывается из силы сопротивления трения и силы сопротивления давления. Система уравнений, описывающая движение жидкости в пористом колесе, записана в полярной системе координат в предположении, что изменение параметров жидкости по углу вращения не происходит. При ламинарном режиме движения, фильтрационные характеристики выражаются в виде симметричных тензоров второго ранга. Массовая сила сопротивления трения в случае турбулентного режима движения учитывает принятый закон сопротивления. Учтено действие градиент давления от центробежных сил при движении жидкости во вращающемся пористом колесе и анизотропные свойства пористого элемента принимаются такими, что получены при движении жидкости в неподвижном образце. Поэтому из ранее проведенных экспериментальных исследований, учитывается только массовая сила сопротивления трения, а в уравнениях учитывается сила сопротивления давления. Получено уравнение, связывающее статическое давление жидкости, с угловой скоростью вращения и геометрическими параметрами пористого рабочего колеса и зазора.**

**Ключевые слова: ПОРИСТОЕ ТЕЛО, ЦЕНТРОБЕЖНІЙ НАСОС, ДВИЖЕНИЕ, ЖИДКОСТЬ, ПОРИСТОСТЬ, АНИЗОТРОПНОСТЬ, СКОРОСТЬ, ДАВЛЕНИЕ, НАПОР, СИЛА**

## Introduction

The use of various types of porous elements in the units for supplying propellant components of rocket engines is a promising direction in the field of propulsion engineering. This circumstance is due to the scientific and practical prospects, as well as the significant advantages that porous pumps have. In paper [1] it is shown that in porous pumps there is a lack of pulsation phenomena and a significant decrease in vibration phenomena. In paper [2], the possibility of creating an impeller with parameters close to a paddle wheel with an infinite number of blades is shown, which obviously makes it possible to obtain a higher head in comparison with a paddle pump. In papers [3], the results were obtained that confirm a more stable operation of a porous pump as compared to a paddle pump when fuel components are fed into the chamber with back pressure. The paper [4] confirms the advantages of porous dynamic seals, shows the flow characteristics of blade and porous impellers. In addition, one should note the greater stability of porous pumps when operating on gas-liquid mixtures, and therefore a greater resistance to the occurrence of cavitation phenomena in them. An obvious advantage of aggregates with porous bodies is a wide variety of structural materials for their manufacture - metal felt, wire mesh, etc.

It should be noted that there are limited publications in the scientific literature in the field of theoretical research aimed at creating a theory of a porous pump as an object of research. A feature of this technical problem is the complexity of the mathematical description of filtration processes that are characteristic of the movement of fluid in rotating porous structures.

In paper [5], a mathematical model and the results of a numerical solution of fluid motion in a porous impeller of a centrifugal pump are presented. However, it does not take into account the presence of gaps between the wheel and the body, as well as hydrodynamic

phenomena during the movement of fluid in them.

For the first time a systematic approach to describing the motion of a fluid in a porous body was presented in [6]. Investigation of model flows in a porous medium with a rough surface: effective boundary conditions for sliding and application to structured packing were presented in [7]. A theoretical model of effective gas permeability was developed for a rarefied gas flow in a porous medium, presented in [8].

The solution to this problem creates the prerequisites that will allow the design of aggregates with porous bodies. Thus, the theoretical study of the movement of fluid in a porous pump is an important and urgent scientific problem.

## Formulation of the research problem

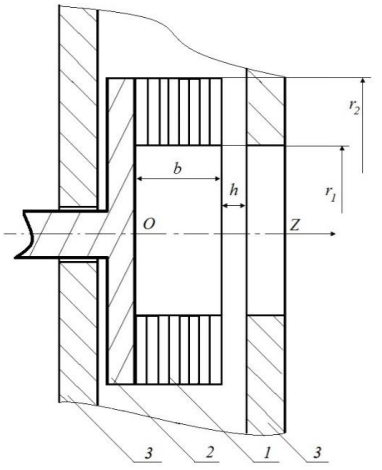
The objective of the study is to form a theoretical model describing the movement of a viscous, incompressible fluid in a rotating impeller of a porous, centrifugal pump, located in a fixed housing with radial clearances.

## Solution of the problem

The solution of the problem of the motion of a viscous incompressible fluid in a rotating, non-deformable porous wheel with an impermeable carrier disk and a housing wall will make it possible to determine the dependence of the pressure and velocity of the fluid on the radius. Fig. 1 shows the diagram of the considered porous wheel.

For the design scheme of the fluid flow in the impeller of a porous pump, it is assumed that the impeller has a constant width *b* and an axial clearance with a stationary housing *h*, the fluid is real, the fluid pressure in the axial clearance does not depend on the *z* coordinate and the angle of rotation around the axis of rotation.

When a fluid moves in a rotating porous wheel, a large pressure gradient from centrifugal forces acts, while the resistance forces of an anisotropic porous element are taken as they were experimentally obtained when pouring a stationary sample under stationary conditions.




*1 - porous body, 2 - bearing disk, 3 - housing wall.*

**Figure 1 – Design scheme of fluid flow in a porous wheel**

The presence of a gap on one side of the impeller introduces asymmetry in the fluid flow relative to the plane of rotation.

Therefore, in spite of the fact that the velocities in the radial direction are much higher than in the direction of the *z* axis, we take into account the three-dimensionality of the flow and write out the basic equations of motion in a porous rotating body, also taking into account the axial symmetry of the wheel:

$$Vz\frac{\partial Vr}{m\partial z}+Vr\frac{\partial Vr}{m\partial r}-\frac{V^2\varphi}{mr}=-\frac{m}{\rho}\cdot\frac{\partial p}{\partial r}+mR_R\,, \quad (1)$$

$$Vz\frac{\partial V\varphi}{m\partial z}+Vr\frac{\partial V\varphi}{m\partial r}+\frac{Vr\cdot V\varphi}{mr}=mR_\varphi\,, \quad (2)$$

$$Vz\frac{\partial Vz}{m\partial z}+Vr\frac{\partial Vz}{m\partial r}=-\frac{m}{\rho}\cdot\frac{\partial p}{\partial z}+mR_Z\,, \quad (3)$$

$$\frac{\partial(r\cdot Vr)}{r\partial r}+\frac{\partial Vz}{\partial z}=0\,, \quad (4)$$

where *r*, *z* - cylindrical coordinate system;

*Vz*, *Vr*, *Vφ* - projections of filtration velocities on, respectively, *z*, *r* and *φ*;

*p* is the pressure;

*m* - porosity;

*Rr*, *Rz*, *Rφ* - projections of the mass resistance force on the corresponding axes.

In a laminar regime of motion, obeying Darcy's law, the drag forces in an anisotropic porous body are expressed in terms of relative velocities and coefficients, which are components of a symmetric tensor of the second rank [5, 9, 10]. The same notation applies to the case of a quadratic law [11]. In our case, the impeller is formed by winding a metal mesh in such a way that the main axes *z*, *r* and *φ* coincide practically with the main axes of the anisotropy tensor, therefore, the projections of the resistance force can be represented as:

$$R_Z = \left(K_{1II} + K_{2II}W\right)Vz,$$
$$R_\varphi = \left(K_{1II} + K_{2II}W\right)\left(\omega \cdot r - V\varphi\right),$$
$$R_R = \left(K_{1\perp} + K_{2\perp}W\right)Vr,$$
$$W = \left[Vz^2 + \left(\omega \cdot r - V\varphi\right)^2 + Vr^2\right]^{1/2}, \qquad (5)$$

where $K_{1II}$, $K_{2II}$, $K_{1\perp}$, $K_{1\perp}$ - coefficients, the second indices of which indicate the direction of speed relative to the wound mesh.

Assuming that the velocity along the *Vz* axis will be significantly less than the velocities *Vr* and *Vφ*, we simplify the system as follows.

Having integrated the equation of continuity with respect to *z* from zero to *b* and introducing the average value of the radial velocity, we obtain:

$$\frac{\partial\left(r \cdot \overline{Vr}\right)}{\partial r} = -\frac{rVb}{b}, \qquad (6)$$

where overflow velocity at the boundary of the porous wheel and the gap (at *z* = 0 *Vz* = 0).

Integrating also the first three equations using the continuity equation, we get:

$$\frac{\overline{Vr}}{m}\frac{Vb}{b} + \frac{d\left(r\overline{Vr}^2\right)}{mrdr} - \frac{\overline{V\varphi}^2}{mr} = -\frac{m}{\rho} \cdot \frac{\partial \overline{p}}{\partial r} + m\overline{R_R}, \qquad (7)$$

$$\frac{\overline{V\varphi}}{m}\frac{Vb}{b} + \frac{d\left(r\overline{Vr} \cdot \overline{V\varphi}\right)}{mrdr} + \frac{\overline{Vr} \cdot \overline{V\varphi}}{mr} = m\overline{R_\varphi}, \qquad (8)$$

$$\frac{Vb^2}{m} + \frac{d}{mrdr}\left(r\int_0^h VrVzdz\right) = -\frac{m}{\rho}\left(p_b - p_0\right) + m\int_0^h R_Z dz. \qquad (9)$$

To obtain these equations, it was approximately assumed that: $\overline{Vr^2} \approx \overline{Vr}^2$, and $\overline{VrV\varphi} \approx \overline{Vr}\,\overline{V\varphi}$.

Equations (6) - (8) in the written system serve to determine the average pressure value over the wheel width, the average radial speed over the wheel width and the average peripheral speed in the porous ring. Equation (9) gives the value of the pressure drop at the edges of the disk and estimates, to some extent, the validity of using the quasi-one-dimensional theory. In system (6 - 8), there is one more unknown quantity $Vb$, for finding which it is necessary to turn to consideration of the flow in the gap. Taking into account that the gap width is insignificant, we will consider the flow in it within the framework of the boundary layer theory. Using the general equations of motion in a cylindrical coordinate system [12], we write them out in accordance with the assumptions of this theory:

$$Uz\frac{\partial Ur}{\partial z} + Ur\frac{\partial Ur}{\partial r} - \frac{U\varphi^2}{r} = -\frac{dp}{\rho dr} + \nu\frac{\partial^2 Ur}{\partial z^2}, \qquad (10)$$

$$Uz\frac{\partial U\varphi}{\partial z} + Ur\frac{\partial U\varphi}{\partial r} + \frac{Ur \cdot U\varphi}{r} = \nu\frac{\partial^2 U\varphi}{\partial z^2}, \qquad (11)$$

$$\frac{\partial\left(r \cdot Ur\right)}{r\partial r} + \frac{\partial Uz}{\partial z} = 0, \qquad (12)$$

where $\nu$ is the kinematic coefficient of viscosity;

*Ur, Uz, Uφ* - velocity projections on the corresponding axes.

To obtain approximate solutions, we will use integral methods. We will integrate the continuity equation and with its help the first two equations in the *z* coordinate, as a result of which we will have:

$$\frac{d}{dr}\left(r\int_0^h Ur \cdot dz\right) = -r\left[Uz(h) - Uz(0)\right] \qquad (13)$$

$$\frac{d}{dr}\left(r\int_0^h Ur^2 dz\right) + r\left[Uz(h) \cdot Ur(h) - Uz(0) \cdot Ur(0)\right] - \left(\int_0^h U\varphi^2 dz\right) + r\frac{dp}{\rho dr}h = \nu r \cdot \left(\left.\frac{\partial Ur}{\partial z}\right|_{z=h} - \left.\frac{\partial Ur}{\partial z}\right|_{z=0}\right) \qquad (14)$$

$$\frac{d}{dr}\left(r\int_0^h Ur\cdot U\varphi\cdot dz\right)+r\left[Uz(h)\cdot U\varphi(h)-Uz(0)\cdot U\varphi(0)\right]+$$
$$+\left(\int_0^h Ur\cdot U\varphi\cdot dz\right)= \tag{15}$$
$$=\nu r\left(\left.\frac{\partial U\varphi}{\partial z}\right|_{z=h}-\left.\frac{\partial U\varphi}{\partial z}\right|_{z=0}\right)$$

We use second-order polynomials as approximation functions, i.e.:

$$Ur=a_0+a_1z+a_2z^2,\ \ U\varphi=b_0+b_1z+b_2z^2,$$

where the coefficients *aj* and *bj* depend on the radius.

To find them, we use the boundary conditions for the velocities and the written integro-differential equations. The boundary conditions for radial and peripheral velocities are the following:

at $z = 0$, $Ur=Ur(0)=Vr$,

$$U\varphi=U\varphi(0)=V\varphi+(1-m)\omega r;$$
$$Uz=Uz(0)=Vb$$

at $z = h$, $Ur=Ur(h)=U\varphi=U\varphi(h)=0$,

$$Uz=Uz(h)=0. \tag{16}$$

From these equalities it follows:

$$a_0=Vr,\ \ Vr+a_1h+a_2h^2=0,$$
$$b_0=V\varphi+(1-m)\omega r,\ V\varphi+b_1h+b_2h^2=0. \tag{17}$$

The equations (6) and (13) in integral form show that:

$$b\frac{\partial\left(r\cdot\overline{Vr}\right)}{\partial r}+\frac{d}{dr}\left(r\int_0^h Ur\cdot dz\right)=0,$$

i.e.:

$$b\left(r\cdot\overline{Vr}\right)+r\int_0^h Ur\cdot dz=G=Const,$$

which indicates that fluid mass conservation has been performed.

Substituting now also $Ur$ and $U\varphi$ in (13) - (15), we obtain the following equations:

$$\frac{1}{6}h^2\frac{d}{dr}(ra_1)=r\left(1+\frac{2}{3}\frac{h}{b}\right)Vb, \tag{18}$$

$$r\frac{dp}{\rho dr}h=\left[\begin{array}{l}b_0{}^2h+b_0b_1h^2+\frac{1}{3}\left(b_1{}^2+2b_0b_2\right)h^3-\\+\frac{1}{2}b_1b_2h^4+\frac{1}{5}b_2{}^2h^5\end{array}\right]-$$
$$-\frac{d}{dr}r\left[\begin{array}{l}a_0{}^2h+a_0a_1h^2+\frac{1}{3}\left(a_1{}^2+2a_0a_2\right)h^3+\\+\frac{1}{2}a_1a_2h^4+\frac{1}{5}a_2{}^2h^5\end{array}\right]+$$
$$+r\cdot Vb\cdot Vr+2\nu ha_2$$
$$,(19)$$

$$r\frac{d}{dr}\left[\begin{array}{l}a_0b_0h+\frac{1}{2}(a_0b_1+a_1b_0)h^2+\\+\frac{1}{3}(a_0b_2+a_1b_1+a_2b_0)h^3+\\+\frac{1}{4}(a_1b_2+a_2b_1)h^4+\frac{1}{5}a_2b_2h^5\end{array}\right]+$$
$$+2\left[\begin{array}{l}a_0b_0h+\frac{1}{2}(a_0b_1+a_1b_0)h^2+\\+\frac{1}{3}(a_0b_2+a_1b_1+a_2b_0)h^3+\\+\frac{1}{4}(a_1b_2+a_2b_1)h^4+\frac{1}{5}a_2b_2h^5\end{array}\right]= \quad .(20)$$
$$=rVb\left[(1-m)\omega r+V\varphi\right]+2\nu b_1$$

Thus, in this problem the unknowns are pressure; speed $Vb$; three coefficients for $Ur$ and three coefficients for $U\varphi$.

To determine them, there are four boundary conditions (16) and three integro-differential equations (18) - (20). This makes it possible to relate pressure to the overflow rate, and then relate this relationship to the previously obtained dependence of the pressure and the overflow rate in the porous body. The equality of the pressures in the porous wheel and the gap completely completes the problem.

The numerical solution procedure should be based on iterative calculations. Initially, the flow rate $Vb$ can be set equal to zero, and the radial and circumferential velocities and pressure in the porous ring can be calculated. Then perform calculations in the gap and determine the flow rate. After that, return to the calculation of parameters in the porous body, etc.

## Scientific novelty

The scientific novelty of the results obtained consists in the fact that for the first time the general case of fluid movement in the flow path of a porous pump rotating in a fixed body with a radial clearance is considered. In this regard, two flows are considered, the flows of a liquid through a porous ring and in an axial gaps.

## Conclusions

As a eventually of the theoretical studies, the following results were obtained:

- on the basis of the model of the general case of movement of a viscous, non-compressible fluid in the flow path of a porous pump rotating in a stationary housing with a radial clearance, relations were obtained for determining the parameters of the fluid along the radius of the impeller;
- the relationship between the fluid flows in the impeller and the radial clearance is taken into account;
- the proposed mathematical model can be used as a base for obtaining a numerical solution of the fluid flow in the impeller of a porous pump and in the gaps.

## Bibliographic references


1. Панченко А. А., Катренко М. А. Результаты экспериментальных исследований вибрационных характеристик узлов систем подачи компонентов жидкостных ракетных двигателей. *Проблемы высокотемпературной техники*. Дніпропетровськ : Пороги, 2012. С. 92–102.
2. Панченко А. А., Катренко М. А. Экспериментальные исследования энергетических характеристик пористых колец. Проблемы высокотемпературной техники. Дніпропетровськ: Вид-во ДДУ, 1999. С. 79 – 86.
3. Катренко М. А., Панченко А. А. Исследование границ устойчивой подачи топлива в камеру с противодавленим. Вестник двигателестроения. Запорожье : АО «Мотор Сич», 2018. № 1. С. 22–27.
4. Панченко А. А., Катренко М. А., Кудреватых А. Т. Исследование динамических радиальных уплотнений двигателей летательных аппаратов. Системи озброєння і військова техніка. Харків: Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, 2016. № 2(46). С. 134–137.
5. А. А. Панченко Движение жидкости в пористом колесе центробежного насоса. Математическое моделирование в инженерных расчетах сложных систем. Дніпропетровськ: ДДУ, 1997. С. 71-75.
6. Аравин В. И. Теория движения жидкостей и газов в недеформируемой пористой среде. Москва: Гостехиздат, 1953. 616 с.
7. Sylvain Pasquier, Michel Quintard, Yohan Davit. Modeling flow in porous media with rough surfaces: Effective slip boundary conditions and application to structured packings. Chemical Engineering Science 2017, 165, P. 131-146.
8. https://doi.org/10.1016/j.ces.2017.01.063
9. Bo Zhou, Peixue Jiang, Ruina Xu, Xiaolong Ouyang. General slip regime permeability model for gas flow through porous media. Physics of Fluids 2016, 28 (7), 072003. https://doi.org/10.1063/1.4954503.
10. Коллинз Р. Течения жидкостей через пористые материалы. [пер. с англ.] / под ред. Г. И. Баренблатта. Москва: Мир, 1964. 352 с.
11. Панченко А. А. Ламинарное течение жидкости во вращающемся пористом колесе. Днепропетровский государственный университет. Днепропетровск: 1985. (Деп. ВИНИТИ 29.12.85, № 8976-В85).
12. Великанов М. А. Движение подземных вод в крупнозернистых грунтах. Известия АН СССР, ОТН, № 7 – 8, 1945, С. 638–647.
13. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа: Учеб. для вузов. Изд. 7-е испр. Москва : Дрофа, 2003. 840 с., 311 ил., 22 табл. ISBN 5-7107-6327-6.


*Received by the Editorial Board on February 02, 2021.*

## Information about the authors

Katrenko Mikhaylo Oleksandrovich, Ukraine. Oles Honchar Dnipro National University. Professor of the engines building department. Doctor of engineering science in Engines and Power Plants. Area of interest – engines.

Panchenko Arkadiy Andreevich, Ukraine. Oles Honchar Dnipro National University. Leading Researcher of the engines building department. Cand. Sci. in Tech., in Engines and Power Plants. Area of interest – engines.

Eliseyev Vladimir Ivanovich, Ukraine. Institute of Geotechnical Mechanics named by N. Poljakov of National Academy of Sciences of Ukraine. Senior researcher, Cand. Sci. in Phys.-Math., Area of interest – mechanics of the liquid and gas.

УДК62-522.2: 622.276.054.3

DOI: 10.15421/452109

# ЗАСТОСУВАННЯ СЕЛЕКТИВНОГО ІНФРАЧЕРВОНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ ПРИ ВИГОТОВЛЕННІ ВИРОБІВ З СКЛОПЛАСТИКІВ ДЛЯ НАФТОВОЇ ПРОМИСЛОВОСТІ

К.Г. Сєдачова[1], Т.А. Манько[2], О.П. Роменська[3]

*[1]Фаховий коледж ракетно-космічного машинобудування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, вул. Макарова 27, 49008, м. Дніпро, Україна*

*[2]Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 27, м. Дніпро, 49050, Україна*

*[3]Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне», вул. Криворіжська, 3, м. Дніпро, 49008, Україна*

**Анотація. В роботі приділяється увага сучасній нафтогазовій промисловості України, яка майже щодня стикається з проблемою корозійного руйнування транспортних систем. При загальній потужності первинної переробки 51—54 млн т нафти на рік, нафтопроводи в процесі служби та безремонтного періоду роботи протягом 3-4 років підвергаються корозії. Останнім часом приділяється велика увага розробкам, пов'язаним із способами протикорозійного захисту нафтогазопроводів, прокладених у ґрунтах з різним ступенем мінералізації, у болотних, замулених ґрунтах, які містять сульфатредукуючі бактерії, шляхом розробки рецептури нових композицій антикорозійного покриття. Традиційно захист від ґрунтової, атмосферної та інших видів корозії забезпечують ефективним вибором ізоляційного покриття у поєднанні із катодним захистом (наприклад, рулонне поліетиленове покриття). Але результати цих розробок мають ряд недоліків. Оскільки, незабезпечені адгезійні та антикорозійні характеристики та складна технологія використання і висока вартість матеріалів. В роботі запропонована енергоекономна технологія ремонту нафтових трубопроводів діаметром 146 мм за допомогою бандажів із склопластику на основі склоткані RT800 та епоксидного сполучника з використанням селективного інфрачервоного випромінювання. Бандаж накладався на зразок трубопроводу за допомогою ручної викладки. З метою зменшення часу на ремонт трубопроводів, пропонується використання пристрою інфрачервоного випромінювання при полімеризації бандажу. Джерелом інфрачервоного випромінювання виступають галогенні лампи, інерційність яких складає 6 секунд. Під час випробувань внутрішнім тиском трубопровід з бандажем втратив герметичність при величині внутрішнього тиску, що дорівнює близько 7,6-8,0 МПа, це у 5 разів перевищує величину робочого тиску нафтопроводів діаметром 146 мм, що дорівнює 1,5 МПа.**

**Ключові слова: ТРУБОПРОВОДИ, НАФТА, КОРОЗІЯ, БАНДАЖ, СКЛОПЛАСТИК, ІНФРАЧЕРВОНЕ ВИПРОМІНЮВАННЯ, ГЕРМЕТИЧНІСТЬ.**

# APPLICATION OF INFRARED RAYS DURING MANUFACTURING OF CELECTIVE BANDAGING FOR OIL INDUSTRY FROM POLYMERIC COMPOSITION MATERIALS

K. Siedachova[1], T. Manko[2], O. Romenska[3]

*[1]Rocket-and-Space Engineering College of Oles Honchar Dnipro National University, 27 Makarova strit, 49008, Dnipro, Ukraine*

*[2]Oles Honchar Dnipro National University, 72, Gagarina Ave., Dnipro, 49050, Ukraine*

*[3] Yuzhnoye State Design Office, 3, Krivorozhskaya str., Dnipro, 49008, Ukraine*

**Abstract. Paper is focused on current oil industry of Ukraine, which almost every day faces with problem of corrosion destruction of transportation system. With a total capacity of initial processing of 51-54 million tonnes of oil per year, the pipelines are corroded for 3-4 years during the maintenance-free service life. Lately, much attention is given to developments, related to anticorrosion protection methods of oil-and-gas pipelines, run in soil with different level of mineralization, in swamp, uliginous soils, containing sulfate-reducing bacteria, using development of mix of new composition of corrosion-resistant coating. Traditionally, the ground, atmospheric and other types of corrosion protection provide with effective selection of insulation coating in combination with**

© К.Г. Сєдачова, Т.А. Манько, О.П. Роменська

**cathodic protection (e.g. rolled plastic covering). However, the results of these developments have a variety of disadvantages, since the adhesion and corrosion-resistant characteristics as well as complicate technology of using and high price of materials are uncovered. The work offers energy-efficient technology for repairing oil pipelines with a diameter of 146 mm using, bandages made of glassplastic on the basis of fiberglass RT 800 and epoxy connector using selective infrared radiation. Bandage was applied on the model of pipeline with hand lay-up. To reduce for pipeline repairs it is proposed to use device with infrared rays during polymerization bandage. The source of infrared radiation is halogen lamps, inertia of which is six seconds. During testing with internal pressure, pipeline with bandage lost impermeability at value of internal pressure, which is equal about 7.6-8.0 MPa. This is 5 times higher than operational pressure of pipeline with diameter of 146 mm which is equal 1.5 MPa.**
**Key words: PIPELINES, OIL, CORROSION, BANDAGE, GLASSPLASTIC, INFRARED RAYS, IMPERMEABILITY.**

# ПРИМЕНЕНИЕ ИНФРАКРАСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ СЕЛЕКТИВНОГО БАНДАЖА ДЛЯ НЕФТЯНОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Е.Г. Седачова[1], Т.А. Манько[2], О.П. Роменская[3]

*[1]Профессиональный колледж ракетно-космического машиностроения Днепровского национального университета имени Олеся Гончара, ул. Макарова 27, м. Днепр, 49008, Украина*

*[2]Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, Днепр, 49050, Украина*

*[3]ГП «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля», ул. Криворожская 3, г. Днепр, 49008, Украина*

**Аннотация. В работе уделяется внимание современной нефтегазовой промышленности Украины, которая почти ежедневно сталкивается с проблемой коррозионного разрушения транспортных систем. При общей мощности первичной переработки 51-54 млн т нефти в год, нефтепроводы в процессе службы и безремонтного периода работы в течение 3-4 лет подвергаются коррозии. В последнее время уделяется большое внимание разработкам, связанным со способами противокоррозионной защиты нефтегазопроводов, проложенных в грунтах с различной степенью минерализации, в болотных, заиленных грунтах, содержащих сульфатредуцирующими бактерии, путем разработки рецептуры новых композиций антикоррозионного покрытия. Традиционно защита от почвенной, атмосферной и других видов коррозии обеспечивают эффективным выбором изоляционного покрытия в сочетании с катодной защитой (например, рулонное полиэтиленовое покрытие). Но результаты этих разработок имеют ряд недостатков. Поскольку необеспеченные адгезионные и антикоррозионные свойства, сложная технология использования и высокая стоимость материалов. В работе предложена энергосберегающая технология ремонта нефтяных трубопроводов диаметром 146 мм с помощью бандажей из стеклопластика на основе стеклоткани RT800 и эпоксидного связующего с использованием инфракрасного селективного излучения. Бандаж накладывался на образец трубопровода с помощью ручной выкладки. С целью уменьшения времени на ремонт трубопроводов, предлагается использование устройства инфракрасного излучения при полимеризации бандажа. Источником инфракрасного излучения выступают галогенные лампы, инерционность которых составляет 6 секунд. Во время испытаний внутренним давлением трубопровод с бандажом потерял герметичность при величине внутреннего давления, что составляет около 7,6-8,0 МПа, это в 5 раз превышает величину рабочего давления нефтепроводов диаметром 146 мм, что равно 1,5 МПа.**
**Ключевые слова: ТРУБОПРОВОДЫ, НЕФТЬ, КОРРОЗИЯ, БАНДАЖ, СТЕКЛОПЛАСТИК, ИНФРАКРАСНОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ, ГЕРМЕТИЧНОСТЬ.**

## Вступ

Сучасна нафтогазова промисловість України представлена шістьма нафтопереробними заводами загальною потужністю первинної переробки 51—54 млн т нафти на рік [1-2].

На теперішній час використовуються нафтопроводи із «чорної» труби. Але в процесі служби та безремонтного періоду роботи протягом 3-4 років вони піддаються корозії. З метою протикорозійного захисту в даний час в якості матеріалів нафтопроводів використовуються композити, насамперед, склопластики, які являються надійною профілактикою від

впливу корозійно-агресивного середовища при експлуатації [3].

У випадку поривів нафтопроводів розроблено рішення їх ремонту із застосуванням бандажів з склопластиків. З метою скорочення часу на ремонт, бандажі полімеризують із використанням селективного інфрачервоного випромінювання.

**Постановка задачі дослідження**

Найбільша кількість поривів відбувається на водопроводах - більше 75% від загальної кількості поривів. Це пояснюється в першу чергу тим, що трубопровідний транспорт системи працює в екстремальних умовах: трубопроводами транспортується корозійно-агресивна високомінералізована пластова вода (швидкість корозії 0,4-2,2 мм/рік) з високою швидкістю та під високим тиском. Трубопровідною транспортною системою щорічно транспортується 2323 тис. м³ води, з них 1816,36 тис. м³ - пластової води, 506,62 тис. м³ - прісної води [4-5].

Традиційно захист від ґрунтової, атмосферної та інших видів корозії забезпечують ефективним вибором ізоляційного покриття у поєднанні із катодним захистом. Тривалий час для захисту трубопроводів використовували рулонне поліетиленове покриття. Ізоляція наносилась холодним способом у трасових умовах і не вимагала особливої підготовки поверхні труби [6-7]. Проте з часом виявились недоліки цього виду покриття.

Тому актуальним є застосування полімерних композиційних матеріалів, а саме склопластику, для виготовлення трубопроводів та їх ремонту. Композитні трубопроводи, у порівняні з традиційними із «чорної» труби, мають ряд переваг, основними із яких являються низька щільність та корозійна стійкість [8-9].

**Рішення задачі**

В роботі пропонується використовувати склопластикові трубопроводи та наведено технологію їх ремонту за допомогою бандажів із склопластикового волокна та епоксидного сполучного. З метою зменшення часу на ремонт трубопроводів, пропонується використання селективного інфрачервоного випромінювання при полімеризації бандажу [10-11].

Після діагностування пориву трубопроводу, що приводить до витоку підтоварної води, створення небезпечної екологічної ситуації головним завданням стає ліквідація пориву та ремонт трубопроводу. В роботі запропонована технологія ремонту, з використанням селективного інфрачервоного випромінювання, на прикладі трубопроводів діаметром 146 мм за допомогою склопластикового бандажу, який наноситься в польових умовах за допомогою ручної викладки, попередньо підготовленого матеріалу– пакету із препрегу на основі склоткані RT800 та епоксидного сполучного. Вибір даних матеріалів в якості бандажу обґрунтовано тим, що волокно має високу адгезію на границі з в’яжучим, тому при роботі нафтопровід буде тривалий час зберігати свою цілісність [16].

Під час ремонту, особливо в польових умовах, після викладки бандажу, важливо його затвердити шляхом полімеризації композиту.

Для полімеризації намотаного в польових умовах бандажу на пошкоджену ділянку нафтопроводу використовували пристрій з селективним інфрачервоним випромінюванням (рис. 1).

Застосування цього пристрою дозвол В якості джерела випромінювання у пристрої використовуються галогенні лампи розжарювання НИК-220-1000. Галогенні лампи розжарювання – це технічне рішення, що дозволяє на протязі короткого часу досягнути високої температури, оскільки інерційність їх складає 6 секунд [18].яє провести процес полімеризації місцево на відстані від стаціонарних мереж електропостачання [17].

В роботі дослідження характеристик бандажованого нафтопроводу проводили на зразках розмірами Ø146×300 мм, товщиною 1,5 мм. На рисунку 2 представлено бандажований зразок нафтопроводу перед початком процесу

полімеризації за допомогою пристрою з інфрачервоним випромінюванням

**Рисунок 1 – Пристрій для інфрачервоного випромінювання (при використанні однієї галогенної лампи НИК-220-1000)**

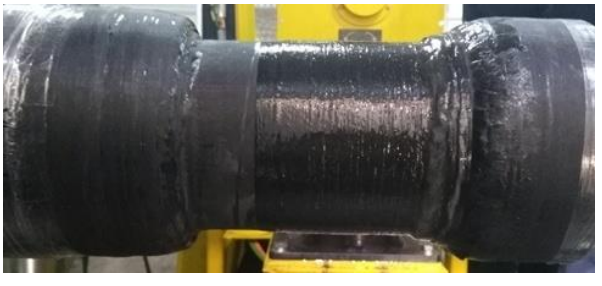


**Рисунок 2 – Процес ремонту нафтопроводу за допомогою бандажу перед полімеризацією**

Викладку бандажу вели за схемою армування 0, 90º. Загальна товщина бандажу складала 1,65-1,8 мм, що еквівалентно множнику 1,1-1,2 на товщину стінки нафтопроводу (1,5 мм) [6].

Процес полімеризації склопластикового бандажу відбувався за режимом: витримка при температурі 40 ºС протягом 30 хвилин, потім плавне підвищення температури до 80 ºС та витримка при цій температурі 30 хвилин. Далі температуру піднімали до 120 ºС та витримували дослідний зразок ще 60 хвилин. Задля забезпечення щільності викладеного бандажу, перед процесом полімеризації його замотували термоусадочною стрічкою, що пропускала інфрачервоне випромінювання. Загальний час полімеризації складав 2 години.

Після ремонту за допомогою бандажу зразок нафтопроводу навантажували внутрішнім тиском, з метою підтвердження цілісності зразка та визначення якості ремонту.

Навантаження зразка нафтопроводу з бандажем, рисунок 3, проводили внутрішнім надлишковим тиском дистильованою водою, що подавалась високонапірною водяною установкою АСН СВД 500/23-22.

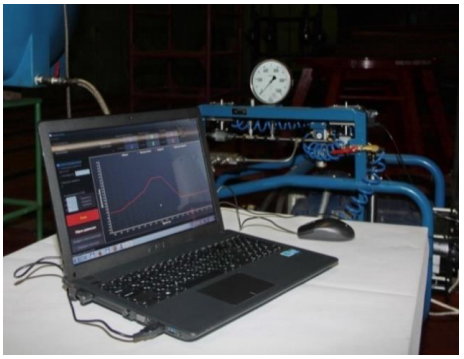


**Рисунок 3 – Високонапірна водяна установка АСН СВД 500/23-22**

При величині внутрішнього тиску рівній близько 7,6-8,0 МПа виникло три дільниці втрати герметичності (рис. 4). Необхідно зазначити, що трубопроводами транспортується корозійно-агресивна високомінералізована пластова вода під високим тиском. За стандартом, для трубопроводів діаметром 146 мм допустима величина робочого тиску досягає 1,5-1,8МПа [6, 18]. Це у 5 разів менше отриманого експериментально результату.

**Рисунок 4 – Процес навантаження внутрішнім тиском зразка нафтопроводу з склопластиковим бандажем в момент втрати герметичності**

## Наукова новизна

Наукова новизна роботи полягає в розробці механізму впливу інфрачервоного випромінювання на полімерні складові композиту. Молекули епоксидного в'яжучого вступають в резонансу взаємодію з інфрачервоним випромінювання. Це сприяє процесу поперечної зшивки полімерних ланцюгів композиційного матеріалу зі значною інтенсифікацією процесу. Інтенсифікація відбувається завдяки фотохімічним процесам, які прискорюють зшив макромолекул.

## Висновки

Встановлено, що використання селективного інфрачервоного випромінювання під час ремонту нафтопроводу бандажем із склопластику

доцільно. Бандаж за допомогою ручної викладки був накладений на зразок нафтопроводу, який під час випробувань внутрішнім тиском втратив герметичність при величині внутрішнього тиску рівній близько 7,6-8,0 МПа, це у 5 разів перевищує величину робочого тиску нафтопроводів діаметром 146 мм, що дорівнює 1,5-1,8 МПа.

Загальний час полімеризації бандажу товщиною 1,65-1,8 мм за допомогою пристрою селективного інфрачервоного випромінювання склав 2 години. Тривалість процесу полімеризації в печах конвективного нагріву порядку 24 годин. Таким чином, при застосування запропоновоної технології ремонту та полімеризації стає можливим значне скорочення часу на ліквідацію пориву та ремонт трубопроводу.

**Бібліографічні посилання**


1. https://uk.wikipedia.org. Нафтова промисловість України.
2. https://kosatka.media/uk/category/neft/analytics/rezultaty-raboty-pao-ukrnafta. Результати роботи ПАТ "УКРНАФТА".
3. ДСТУ 4219-2003 Трубопроводи сталеві магістральні. Загальні вимоги до захисту від корозії [чинний від 2003]. – К. :Держстандарт України, 2003. – 100 с.
4. Никифорчин Г.М., Поляков С.Г., Черватюк В.А., Ориняк І.В., СлободянЗ.В., ДжалаР.М..Міцність і довговічність нафтогазових трубопроводів і резервуарів. Том 11. Львів, Видавництво «СПОЛОМ». 2009, 504 с.
5. Копей Б.В. Аналіз і перспективи створення обладнання для нафтогазової галузі. Колега, №1, 2011 – с.39 – 43.
6. Аношкин А.Н., Вильдеман В.Э., Лобанов Д.С., Чихачев А.И. Оценка эффективности ремонта в конструкциях из полимерных волокнистых композиционных материалов // Механика композитных материалов — 2014. — № 3. – С. 441-450.
7. Валеев М. М., Асадуллин М. З., Аскаров Р. М. и др. Мероприятия по обеспечиванию безопасности магистральных газопроводов ООО «Баштрансгаз» // Материалы Второго научно-технического семинара «Обеспечение промышленной безопасности производственных объектов топливно энергетического комплекса Республики Башкортостан. - Уфа.: Издательство УГНТУ, 1999. - С. 87-93.
8. Панасюк В.В.. Механіка руйнування і міцність матеріалів. Довідн. посібник / Підзаг.ред. К.: Наукова думка. Т.10: Міцність та довговічність нафтогазового обладнання / Під ред. В.І. Похмурського , Є.І. Крижанівського. Львів-Івано-Франківськ, ФМІ ім. Г.В. Карпенка НАН України, ІФНТУНГ, 2006.-1193 с.
9. Копей Б.В., Архірей М.М., Венгринюк Т.П. Застосування композиційних матеріалів в нафтовидобувному комплексі. Науковий вісник Національного технічного університету нафти і газу. № 1(23), 2010, с.68-76.
10. Копей Б.В.Ремонт трубопроводів полімерними композитними бандажами. / Б. В. Копей, О. О. Кузьмін, Т. П. Венгринюк. Серія «Нафтогазове обладнання», том 7 – Івано-Франківськ: Симфонія форте, 2016 – 324 с.
11. https://polypromsyntes.com.ua/ua/protection-pipelines.html. Композитні підсилюючі бандажі та зовнішнє антикорозійне термостійке покриття виробництва «Поліпромсинтез».
12. Б.В. Копей, А.М. Найда, В. Б. Копей. Визначення залишкового ресурсу нафтогазопромислових трубопроводів з композитними бандажами. Розвідка та розробка нафтових і газових родовищ, № 1(18) , 2006, с.33-36.
13. Б.В. Копей, А.М. Найда. Залишковий ресурс зміцнених композитними бандажами трубопроводів з дефектами. Науковий вісник Національного технічного університету нафти і газу. №1(13), 2006, с.59-65
14. Б.В. Копей, Івасишин М.В. Спосіб виготовлення полімерного бандажа при ремонті трубопроводів. Деклараційний патент на корисну модель № 15437, 17.07.06, Бюл.№7, 2006 р.

15. Т.А. Манько, И.А. Гусарова, А.А. Самусенко, Роменская О.П. Исследование механических свойств углепластиков с модифицированным наполнителем научно-технический журнал «Технологические системы», Киев 1(82)/2018. с.21-25.

16. Манько Т.А., Гусарова И.А., Самусенко А.А., Роменская О.П.. Разработка приспособления для дистанционного нагрева углепластиков в процессе намотки. Журнал «Механіка гіроскопічних систем», КПІ, № 35 (2018) с.84-96.

17. Манько Т.А., Гусарова И.А., Роменская О.П.. Использование инфракрасного нагрева при изготовлении изделий из полимерных композиционніх материалов. Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка, номер 24, вип.19, с.120-123.

18. Иванцов О.М., Харитонов В.И. Надежность магистральных трубопроводов.– М.: Недра, 1978. – 166 с.

*Надійшла до редколегії 27.09.2021 р.*

**Відомості про авторів**

Сєдачова Катерина Григорівна, Україна
Фаховий коледж ракетно-космічного машинобудування Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара. Викладач І категорії.
Сфера інтересів – композиційні та теплозахисні матеріали в РКЛА

Манько Тамара Антонівна, Україна. Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара. Професор, доктор технічних наук.
Сфера інтересів – композиційні та теплозахисні матеріали

Роменська Ольга Петрівна, Україна.
ДП «КБ «Південне», інженер І категорії, доктор філософії.
Сфера інтересів – композиційні та теплозахисні матеріали

УДК 629.783: 658.562

DOI: 10.15421/452110

# ОБЗОР ВИДОВ МОЮЩИХ ЖИДКОСТЕЙ, ПРИМЕНЯЕМЫХ ДЛЯ ОЧИСТКИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

А.В. Кулик[1], П.Н. Желтов[1], Д.С. Абраменко[2]

*[1]Национальный центр аэрокосмического образования молодежи им. А.М. Макарова, пр. Гагарина, 26, Днипро, Украина*

*[2]Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, Днипро, Украина*

**Аннотация. В статье приводится анализ различных видов моющих жидкостей для удаления органических и неорганических загрязнений с внутренней поверхности топливных ракет-носителей отечественного производства. Описаны характеристики удаляемых загрязнений с топливных баков. Описаны преимущества и недостатки самых эффективных фторсодержащих моющих жидкостей, подробно описаны свойства хладона-113. В связи с принятыми решениями на ПО ЮМЗ был пересмотрен ряд технологических процессов очистки и обезжиривания с целью исключения хладона 113 из технологического цикла. Для основной массы ДСЕ была изменена технология обезжиривания: метод окунания заменен на метод залива, исключено обезжиривание в парогазовой фазе хладона-113 на установке УОФ-2, пересмотрены пооперационные нормы расхода с целью их сокращения, проведена ревизия применяемого оборудования. Кроме того, в качестве технологических материалов вместо хладона-113 стали применяться бензин и водные моющие растворы. Многокомпонентные углеводородные растворители получают преимущественно на базе бензиновых и керосиновых фракций, а также специальные нефтяные растворители, которые получают путём строгого подбора группового углеводородного и фракционного составов - нефрасы, сольвенты и другие углеводородные растворители специального назначения (контакт Петрова, крезолы и др.). Обоснована необходимость применения моющих жидкостей на основе поверхностно-активных веществ. Определенна применимость моющих жидкостей в зависимости от конструктивных особенностей очищаемых поверхностей. Предъявлены требования к альтернативным моющим жидкостям. На базе приведенной в статье нормативной базы отрасли и международных стандартов проведен анализ возможности применения существующих растворителей вместо хладона 113. Также приведены рекомендации применения видов моющих жидкостей от типов внутрибаковых элементов.**

**Ключевые слова: МОЮЩАЯ ЖИДКОСТЬ, ТОПЛИВНЫЕ БАКИ, ХЛАДОН-113, ВОДНО-МОЮЩИЕ РАСТВОРЫ.**

# ОГЛЯД ВИДІВ МИЮЧИХ РІДИН, ЩО ЗАСТОСОВУЮТЬСЯ ДЛЯ ОЧИЩЕННЯ ПАЛИВНИХ БАКІВ РАКЕТ-НОСІЇВ

О.В. Кулик[1], П.М. Желтов[1], Д.С. Абраменко[2]

*[1]Національний центр аэрокосмічної освіти молоді ім. О.М. Макарова, , пр. Гагаріна, 26, Дніпро, Украина*

*[2]Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, Дніпро, Украина*

**Анотація. У статті наводиться аналіз різних видів миючих рідин для видалення органічних і неорганічних забруднень з внутрішньої поверхні паливних ракет-носіїв вітчизняного виробництва. Описано характеристики видаляються забруднень з паливних баків. Описано переваги і недоліки найефективніших фторсодержащих миючих рідин, докладно описані властивості хладону-113. У зв'язку з прийнятими рішеннями на ВО ПМЗ був переглянутий ряд технологічних процесів очищення і знежирення з метою виключення хладону 113 з технологічного циклу. Для основної маси ДСЕ була змінена технологія знежирення: метод занурення замінений на метод затоки, виключено знежирення в парогазової фазі хладону-113 на установці УОФ-2, переглянуті післяопераційні норми витрати з метою їх скорочення, проведена ревізія обладнання, що застосовується. Крім того, в якості технологічних матеріалів замість хладону-113 стали застосовуватися бензин і водні миючі розчини. Обґрунтовано необхідність застосування миючих рідин на основі поверхнево-активних речовин. Визначена можливість застосування миючих рідин в залежності від конструктивних особливостей очищуються. Пред'явлені вимоги до альтернативних миючим рідин. Багатокомпонентні вуглеводневі розчинники отримують переважно на базі бензинових і гасових фракцій, а також спеціальні нафтові розчинники, які отримують шляхом суворого добору групового вуглеводневого і фракційного складів - НЕФРАС, сольвенти і інші вуглеводневі розчинники спеціального призначення (контакт Петрова, крезоли та ін.). На базі наведеної в статті нормативної бази**

© А.В. Кулик, П.Н. Желтов, Д.С. Абраменко 

**галузі та міжнародних стандартів проведено аналіз можливості застосування існуючих розчинників замість хладону 113. Також наведено рекомендації застосування видів миючих рідин від типів внутрібакових елементів.**
**Ключові слова: МИЮЧА РІДИНА, ПАЛИВНІ БАКИ, ХЛАДОН-113, ВОДНО-МИЮЧІ РОЗЧИННИКИ.**

# OVERVIEW OF THE TYPE OF CLEANING FLUIDS USED TO CLEAN THE FUEL TANKS OF LAUNCH VEHICLES

А.В. Кулик[1], П.Н. Желтов[1], Д.С. Абраменко[2]

[1]*The national aerospace educational center of youth named after A.M. Makarov, Gagarin Avenue, 26, Dnipro, Ukraine*

[2]*Oles Honchar Dnipro National University, Gagarin Avenue, 72, Dnipro, Ukraine*

**Abstract. The article provides an analysis of various types of washing liquids for removing organic and inorganic contaminants from the inner surface of domestically produced fuel carrier rockets. The characteristics of the removed contaminants from fuel tanks are described. The advantages and disadvantages of the most effective fluorinated washing liquids are described, the properties of freon-113 are described in detail. In connection with the decisions made at PA YuzhMash, a number of cleaning and degreasing technological processes were revised in order to exclude Freon 113 from the technological cycle. For the bulk of DAT, the degreasing technology was changed: the dipping method was replaced by the flooding method, degreasing in the vapor-gas phase of hladon-113 at the UOF-2 unit was excluded, the operational consumption rates were revised in order to reduce them, the equipment used was revised. In addition, gasoline and water-based detergents began to be used as technological materials instead of hladon-113. The necessity of using surfactant-based washing liquids has been substantiated. The applicability of cleaning liquids has been determined depending on the design features of the surfaces to be cleaned. Requirements have been made for alternative cleaning fluids. Multicomponent hydrocarbon solvents are obtained mainly on the basis of gasoline and kerosene fractions, as well as special petroleum solvents, which are obtained by strict selection of group hydrocarbon and fractional compositions - nefras, solvents and other hydrocarbon solvents for special purposes (Petrov's contact, cresols, etc.). On the basis of the regulatory framework of the industry and international standards presented in the article, an analysis of the possibility of using existing solvents instead of hladon-113 is carried out. Recommendations for the use of types of washing liquids from the types of in-tank elements are also given.**
**Key words: MIYUCHA RIDINA, PALIVNI TANKS, HLADON-113, WATER-MIYUCHI RAZCHINNIKI.**

## Введение

Загрязнённость полостей пневмогидросистем (ПГС) ракетно-космической техники (РКТ) отрицательно влияет на работоспособность изделий. По статистическим данным до 50% всех отказов гидравлических систем, связанных с выходом из строя насосов, заклиниванием распределительных и регулирующих устройств, повышенным износом ответственных деталей, снижением жесткости системы и с другими дефектами, происходит по причине чрезмерной загрязненности [1, 2].

## Постановка задачи исследований

Существенное влияние на качество очистки внутренней поверхности емкостей оказывает правильный подбор моющих жидкостей. Моющие жидкости должны быть совместимы с материалом отмываемых деталей и деталей оборудования очистки, не приводить к их деформации, разрушению, окислению, а также эффективно удалять требуемые загрязнения с поверхности изделий. Выбор моющих жидкостей связан с пониманием, какие загрязнения надо удалять с поверхности очищаемой деталей и сборочных единиц (ДСЕ). В ракетно-космической технике загрязнения характеризуются по прочности связи с поверхностью деталей. Определяют три степени прочности связи: слабая, средняя, сильная.

При слабом загрязнении поверхность детали покрыта легкими неравномерными загрязнениями (например, масла, пыль). При среднем загрязнении поверхность детали покрыта небольшим равномерным слоем смазки, эмульсионных охлаждающих жидкостей с частицами металлической стружки. Эта степень характеризуется удельным содержанием загрязнений до 5 г/м$^2$. При сильном

загрязнении более 5 г/м$^2$ поверхность детали покрыта толстым слоем консервационной смазки или масла после термической обработки.

В зависимости от характера связи загрязнений с поверхностью деталей и физико-химических свойств моющей жидкости будет расходоваться различное количество энергии. Поэтому подбор наиболее эффективной моющей жидкости является актуальной задаче для снижения производственных затрат на изготовление изделий РКТ.

## Решение задачи

### 1 Характеристика удаляемых загрязнений

Загрязнения, ухудшающие технико-экономические показатели, надёжность и долговечность техники условно можно разделить на эксплуатационные, технические и противокоррозионные [1, 2, 3, 4].

Основным видом загрязнений, подлежащих удалению, при производстве изделий РКТ являются технологические, накапливаемые в процессе изготовления, сборки и испытаний узлов.

Основным источником технологических загрязнений на монтажно-сборочных операциях являются химические (органические или жировые) и механические (не органические) загрязнители.

Химические загрязнители - вода, масляная пленка, двуокись водорода, минеральные масла и др. Титовым масляным загрязнителем, при изготовлении металлических крупногабаритных и сборочных единиц изделий РКТ является компрессорное масло. Вообще, на различных стадиях изготовления и испытаний применяется около 30 видов смазок и масел.

Механические загрязнители - металлическая стружка, остатки абразивных материалов, полировочные и притирочные пасты, частицы уплотнительного материала, слой, наносимого теплозащитного покрытия, волокна протирочных материалов, выделяющиеся загрязнения в виде отслоения кожных чешуек, кожного сала, пота и др.

### 2 Использование хладона 113

При производстве ракетно-космической техники одной из наиболее ответственных операций является очистка деталей и узлов от жировых и механических загрязнений [5, 6].

В 70-х годах при очистке узлов и сборочных единиц ракет-носителей, работающих на экологически безопасных видах топлив (кислород, водород, керосин), в основном, топливных баков, трактов пневмо- и гидросистем, двигательных установок, узлов автоматики стал применяться (в том числе и на ПО ЮМЗ) трифтортрихлорэтан или фреон 113, выпускаемый промышленностью СССР под наименованием хладон 113, - растворитель, ранее широко используемый в химической и радиоэлектронной промышленности.

Хладон 113 обладает целым рядом преимуществ, делающих его применение оправданным. Он легко очищает поверхности ДСЕ от следов жировых загрязнений (смазки, масла, СОЖ, применяемые при изготовлении ДСЕ) и обеспечивает качество очистки согласно требованиям конструкторской документации (например, для отдельных узлов автоматики остаточное содержание жировых загрязнений на поверхности не должно превышать 10 мг/м$^2$).

Хладон 113 является негорючим и взрывобезопасным растворителем, что даёт возможность широко механизировать процессы очистки и позволяет применять его для обезжиривания ДСЕ методами прокачки, пролива, залива, погружения, в том числе и в ультразвуковых ваннах. Вследствие негорючести хладона 113 в производственных помещениях, для проведения обезжиривания ДСЕ хладоном 113 не требуется установка дорогостоящих систем автоматического пожаротушения.

Одним из основных преимуществ хладона 113, кроме взрыво-, пожаробезопасности, универсальной способности растворять применяемые смазки и масла, является его совместимость

с металлическими и неметаллическими материалами. Хладон 113 не оказывает коррозионного воздействия на металлы и сплавы: хромоникелевые, хромистые и среднелегированные стали, алюминиевые и медные сплавы. Хладон 113 не вызывает разрушающего воздействия при кратковременном контакте на применяемые при производстве ДСЕ ракетно-космической техники неметаллические материалы: резины на основе бутадиен-стирольного, бутадиен-нитрильного каучуков, фторкаучука, фторопласты, парониты и другие неметаллы.

Хладон 113 имеет низкую токсичность, не требующую особых мероприятий для защиты обслуживающего персонала, высокую летучесть, обеспечивающую сокращение продолжительности продувки и сушки полостей очищаемых узлов и затраты на проведение процесса.

Так как хладон 113 имеет низкую температуру кипения, он легко, с невысокими энергозатратами регенерируется после накопления жировых загрязнений (смазки, масла, производные нефтепродуктов), что позволяет его многократное использование.

Хладон 113 обладает высокой степенью проникновения в микродефекты, закупоренные в процессе изготовления узлов маслами, СОЖами и другими загрязнителями, позволяющей при испытаниях на герметичность обеспечивать раскрытие и выявление сквозных микродефектов с вероятностью до 0,999. Остающиеся в щелевых зазорах ДСЕ микропленки хладона 113 не вызывают детонацию (взрыв) при контакте с жидким кислородом, что было подтверждено экспериментальными работами Государственного института прикладной химии (ныне РНЦ «Прикладная химия» г. Санкт-Петербург), а также многократными запусками ракетоносителя (РН) «Зенит».

Однако, к концу 80-х гг. в мире наметилось негативное отношение к некоторым органическим соединениям, содержащим атомы хлора и фтора, которые, разлагаясь под действием солнечного излучения, препятствуют образованию новых молекул озона и разрушают уже существующие. В список озоноразрушающих веществ (ОРВ) попали хлорфторуглероды (ХФУ, или фреоны, в том числе и хладон 113), тетрахлорметан (ТХМ), метилхлороформ (МХФ). В 1987 году в Монреале большинством стран мирового сообщества, включая СССР, был подписан протокол о прекращении производства и применении веществ, разрушающих озоновый слой атмосферы.

В связи с тем, что полное исключение хладона 113 из технологического применения в производстве РН «Зенит», без замены на альтернативный растворитель, связано с понижением качества изготавливаемых ДСЕ, с возможными аварийными ситуациями в период запуска РН, нарушениями международных контрактов, значительными материальными потерями как для ПО ЮМЗ, так и для Украины, работы по изысканию и отработке в технологиях изготовления РН равноценных озонобезопасных растворителей взамен хладона 113 актуальны и целесообразны.

## 3 Требования к альтернативным растворителям

Растворители, которыми необходимо заменить хладон 113, должны, по возможности, максимально отвечать следующим, зачастую противоречивым, требованиям:

– иметь растворяющую способность не хуже уровня бензина или хладона 113;

– обеспечивать при контакте с неметаллическими материалами (резинотехнические, полимерные материалы, герметики, ЛКП) стойкость, равноценную стойкости в хладоне 113;

– быть стабильными продуктами или разлагаться на экологически чистые вещества;

– не взаимодействовать с озоновым слоем атмосферы;

– легко удаляться из очищаемых полостей, не оставляя там следов воды или других технологических жидкостей;

– быть нетоксичными или малотоксичными веществами, не влияющими на слизистые и кожные покровы обслуживающего персонала, допуская возможность проведения ручной протирки;

– не взаимодействовать с компонентами топлив носителей;

– быть пожаро- и взрывобезопасными, обеспечивая возможность механизации очистки;

– не вызывать коррозию, особенно щелевую, конструкционных материалов изделий;

– иметь возможность многократного использования путем регенерации, нейтрализации или любого другого способа восстановления;

– регенерироваться после накопления жировых загрязнений более 50 мг/дм3 (смазки, масла, производные нефтепродуктов);

– обеспечивать экологически чистое уничтожение их остатков;

– обеспечивать контроль качества очистки люминесцентным методом или другим методом, позволяющим производить экспресс-контроль;

– иметь метод контроля удаления остатков паров растворителя из полости узлов;

– обладать стоимостью на уровне других растворителей, применяемых в промышленности (не более 4,0 $ на 1 кг);

– быть недефицитными продуктами, желательно, производимыми в Украине или в странах, с которыми налажено тесное экономическое и политическое сотрудничество; не допускать зависимости поставки от одной страны или фирмы.

## 4 Обзор существующих растворителей

Растворители, применяемые для очистки поверхностей изделий условно можно разделить на три группы [1, 5, 6]:

1. Однокомпонентные растворители.
2. Многокомпонентные углеводородные растворители.
3. Технические моющие средства.

Однокомпонентные растворители нашли широкое применение для очистки изделий машиностроения. Они обладают незначительным поверхностным натяжением, поэтому хорошо смачивают поверхность, проникая в узкие отверстия и щели. При контакте растворителя с загрязнением происходит, отрыв загрязнений от поверхности и распределение их в объёме растворителя.

В качестве однокомпонентных растворителей используют спирты, эфиры, фурановые растворители, кетоны, углеводородные органические растворители, хлорсодержащие и прочие растворители.

Из спиртовых растворителей наиболее часто применяют алифатические спирты - метиловый (метанол), этиловый (этанол), бутиловый (бутанол), циклические -циклогексанол, метилциклогексанол, бензиловый спирт (фенилкарбинол) и двухатомные спирты - гликоли.

Спирты относятся к сильнополярным жидкостям. Метиловый и этиловый спирты полностью смешиваются с водой. Самостоятельно спирты применяют сравнительно редко, обычно в смеси с другими растворителями, например, эфирами, бензолом, толуолом и др.

В качестве однокомпонентных растворителей также широкое применение нашли эфиры, которые подразделяются на простые и сложные.

Простые эфиры являются производными одно- и двухатомных спиртов. Эти эфиры получают на основе спиртов путём их дегидратации при воздействии на них оксидов.

Сложные эфиры получают этерификацией спиртов минеральными или органическими кислотами. Из сложных спиртов наибольшее распространение получили эфиры уксусной кислоты (ацетаты). Известны также эфиры других кислот: молочной - лактаты, масляной - бутираты, муравьиной - формиаты. Эти эфиры в качестве растворителей применяют ограничено, в частности формиаты, из-за сильной омыляемости и высокой токсичности.

Углеводородные растворители принадлежат к неполярным гидрофобным веществам и применяются для растворения

неполярных и слабополярных загрязнений - масел, жиров, простых эфиров, целлюлозы, битумов. Основными углеводородными растворителями являются парафиновые, нафтеновые и ароматические углеводороды.

Многим органическим растворителям присущи пожаро- и взрывоопасные свойства, поэтому они вытеснены хлорорганическими растворителями, которые благодаря выгодному сочетанию ряда технологических свойств и пожаро-взрывобезопасности нашли широкое применение. Хлорсодержащие (хлорорганические) растворители обладают высокой растворяющей способностью, пониженной горючестью и хорошей летучестью, способствующей быстрому их удалению с очищаемой поверхности. Хорошими обезжиривающими растворителями масел, жиров, многих полимеров являются, но в той или иной степени вызывают негативное влияние на детали. Это такие растворители как: метиленхлорид (метилен хлористый), четырёххлористый углерод (тетрахлорметан), метилхлороформ трихлорэтилен (трихлорэтен), трихлорэтан, перхлорэтилен (тетрахлорэтилен, тетрахлорэтен), ацетон.

Все перечисленные выше растворители не могут быть использованы как универсальные, но могут применяться каждый к отдельному типу ДСЕ.

Многокомпонентные углеводородные растворители получают преимущественно на базе бензиновых и керосиновых фракций, а также специальные нефтяные растворители, которые получают путём строгого подбора группового углеводородного и фракционного составов - нефрасы, сольвенты и другие углеводородные растворители специального назначения (контакт Петрова, крезолы и др.).

Для очистки поверхностей изделий из бензиновых растворителей широкое применение получили бензин эстракционный, бензины растворители марки БР-1 «Галоша» и уайт-спирит, бензин авиационный Б-70. В настоящее время применение бензина Б-70 в качестве растворителя при очистке техники и других технических целей ограничено.

Керосиновые растворители для очистки поверхностей деталей на ПО ЮМЗ из-за высокой степени пожароопасности применяются в редких случаях.

Широкое распространение получили нефтяные растворители (нефрасы) и сольвенты. Растворители бывают на основе парафиновых (изопарафиновых), ароматических, нафтеновых углеводородов или их смесей.

Парафиновые углеводородные растворители являются неполярными веществами, и их свойства зависят от числа углеродных атомов в молекуле. Они обладают наименьшей по сравнению с другими углеводородными растворителями токсичностью, имеют приятный запах, наибольшую растворяющую способность по отношению к полимерным веществам и смолам.

Изопарафиновые углеводородные растворители имеют повышенную химическую активность и растворяющую способность, возрастающую с увеличением разветвленности цепи, не имеют запаха.

Нафтеновые углеводородные растворители имеют промежуточные свойства между парафиновыми и ароматическими углеводородными растворителями. Нафтеновые и особенно алкилнафтеновые углеводородные растворители характеризуются более высокой растворяющей способностью и меньшей испаряемостью по сравнению с парафиновыми.

Ароматические углеводородные растворители представлены главным образом бензолом и его производными, чаще всего алкилбензолами, которые характеризуются большой плотностью, высокой температурой кипения, обладают высокой растворяющей способностью к загрязнениям органического происхождения, однако они имеют повышенную токсичность.

Сольвенты представляют собой смесь ароматических углеводородов с небольшим содержанием нафтеновых и парафиновых, допускается также наличие непредельных углеводородов. Они

получаются при пиролизе нефтяных фракций или в процессе коксования каменного угля. Сольвенты применяют для растворения масел, битумов, полиэфиров тетрафталевой кислоты.

Технические моющие средства (ТМС) обладают комплексом свойств, необходимых для обеспечения высоких требований по чистоте изделий, технологии производства и охране окружающей среды. ТМС - многокомпонентные смеси химических веществ. Компонентами ТМС являются моющие, обезжиривающие, эмульгирующие, диспергирующие, противокоррозионные вещества, а также растворители, стабилизаторы, противовспениватели, дезодоранты. В качестве указанных средств чаще всего используют кислоты, щелочи, силикаты, фосфаты, хроматы, нитраты, различные поверхностно-активные вещества.

В зависимости от химического состава моющие средства производственного назначения, используемые для очистки ДСЕ, подразделяются на 3 группы:

– водные растворы технических моющих средств (ТМС);

– водные растворы комбинированных моющих средств (КМС);

– органические растворители и азеотропные смеси.

Наиболее широкое распространение при очистке поверхностей изделий получили следующие технические моющие средства.

Щелочи и щелочные соединения являются основным компонентом технических моющих средств, выполняющим главную функцию в моющем процессе.

Вода является, как правило, необходимым компонентом большинства технических моющих и растворяюще-эмульгирующих средств в качестве растворителя и моющего средства. Поэтому необходимы знания качества воды, методов и средств оценки её качества перед применением в составе ТМС.

Противокоррозионные вещества. Для предупреждения коррозионного воздействия на изделия в моющие растворы добавляют специальные вещества – ингибиторы коррозии. Наибольшее распространение в качестве таких веществ получили хроматы, фосфаты, силикаты, нитраты.

Хроматы и дихроматы применяют как ингибиторы коррозии черных и цветных металлов в водных растворах ТМС. Наибольшее распространение получил бихромат калия (двухромовокислый калий). Введение 2 - 6 % бихромата калия полностью предотвращает коррозионное поражение металлических поверхностей деталей изделия. Однако недостаточная концентрация бихромата калия в моющем растворе приводит к возникновению питтинговой коррозии.

Свойства технических моющих средств в значительной мере определяются свойствами входящих в их состав компонентов. При этом основную роль играют поверхностно-активные вещества, а также соединения, улучшающие моющий эффект. Самыми распространенными являются: аэрол, анкрас, импульс, вертолин-74, истра, синвал, триарс-А, ОСА, НТМЖ-221Б

Растворяюще-эмульгирующие средства (РЭС) составляют отдельную группу ТМС, которые находят широкое применение для очистки деталей. Вначале очистка происходит за счёт растворения загрязнений. Затем детали помещают в воду или в водный раствор ТМС, где происходит эмульгирование растворителя и оставшихся загрязнений и переход их в раствор, что обеспечивает более эффективную очистку деталей по сравнению с применением только растворителей.

РЭС включает базовый растворитель, сорастворитель, ПАВ и воду. Базовые растворители обеспечивают основной эффект очистки; это - ксилол, керосин, уайт-спирит, хлорированные углеводороды и др.

Сорастворитель обеспечивает однородность и стабильность раствора. ПАВ вызывает смачиваемость и эмульгируемость РЭС. Вода обеспечивает получение необходимой концентрации раствора.

Различают две подгруппы РЭС. В первую подгруппу входят РЭС, которые получают смешением органических веществ с ПАВ и растворителем; во вторую - средства на основе хлорированных углеводородов.

Представители первой подгруппы РЭС Термос-1, Эмульсин (Лабомид- 301), ДВП-1 «Цистерин», Карбозоль, АМ-15, МК-3 применяют в основном для предварительного разрыхления прочных продуктов преобразования горюче-смазочных материалов, очистки деталей от асфальтено-смолистых отложений.

Преимуществами перечисленных РЭС первой подгруппы являются дешевизна, простота приготовления и незначительная токсичность. Недостатки - пожароопасность, сравнительно низкая эффективность очистки, особенно от асфальтено-смолистых веществ.

Более высокой эффективностью обладают РЭС второй подгруппы на основе хлорированных углеводородов. Для их изготовления используют хлорпроизводные предельных и непредельных углеводородов, например, трихлорэтилен, перхлорэтилен, метиленхлорид, четырёххлористый углерод, метилхлороформ и др. Эти компоненты обладают высокой растворяющей способностью, не огнеопасны, хорошо смешиваются с органическими растворителями. Недостатками РЭС второй подгруппы являются, высокая токсичность, склонность к окислению, наличие конденсированной влаги, разложение при определенных условиях с выделением хлорида водорода, который сильно корродирует металлические детали. Выделение хлорида водорода из РЭС предотвращается добавлением стабилизаторов - триэтаноламина, дифениламина в количестве 0,01 - 0,025. В качестве ингибиторов коррозии для хлорированных углеводородов рекомендуется применять ланолин, МСДА-11 или Акор-2.

Наиболее широкое применение из второй подгруппы РЭС нашли Лабомид-315 (Ритм), Лабомид-311, Лабомид-312, МХ-3, МС-2, которые применяются в основном для растворения и удаления асфальтено-смолистых положений с поверхности деталей, остатков нефтепродуктов.

При применении любого РЭС обычно используют моечные установки погружного типа с колеблющейся платформой. Процесс очистки деталей с применением более экономичный: его себестоимость на 25 – 30 % меньше по равнению с распространёнными методами очистки с использованием ТМС.

## 5 Анализ свойств растворителей, рекомендуемых для очистки изделий РКТ

Из всего многообразия рассматриваемых моющих средств для очистки поверхностей изделий ракетно-космической техники, исходя из совместимости со многими конструкционными материалами и компонентами топлив, удовлетворительной моющей способности для большинства технологических загрязнений, возникающих в процессе изготовления и испытаний изделий, а также с учетом экономических показателей, требований техники безопасности отраслевая нормативная документация регламентировала следующие органические растворители и водные моющие растворы.

При очистке от различных механических и физических загрязнений поверхностей емкостей, агрегатов пневматических и гидравлических систем, трубопроводов и деталей из металлических материалов перед испытаниями на герметичность ОСТ 92-4281-74 регламентирует ряд моющих жидкостей, как органические растворители, так и водно-моющие растворы.

В качестве поверхностно-активного вещества при составлении водного моющего раствора применять синтанол ДС-10 по ТУ 6-14-577-77 или синтамид-5 по ТУ 6-02-640-80. Рекомендуемое для обезжиривания деталей и сборочных единиц моющее средство пожаро-,

взрывобезопасно, эффективно удаляет различные жировые загрязнения.

Для ультразвуковой очистки деталей из черных и цветных металлов, неметаллических материалов, деталей с гальваническими покрытиями от жировых и механических загрязнений, а также деталей радиоэлектронной аппаратуры от остатков флюсов после пайки монтажных соединений отраслевым стандартом ОСТ 92-1118-79 рекомендовано применять водные щелочные растворы с добавлением поверхностно-активных веществ (ПАВ); органические растворители - хладон 113, фреон 114В-2, а также азеотропные смеси на их основе.

В качестве водных щелочных растворов рекомендуется использовать растворы, указанные в ОСТ 92-1118-79, а также растворы технических моющих средств типа Вертолин-74 по ТУ 38-10960-81 или ТМС-31 по ТУ 38-107113-78 с концентрацией 60 - 80 г/л.

Водные щелочные растворы рекомендовано применять для промывки деталей простой конфигурации с легко доступными внутренними полостями.

Детали сложной конфигурации, имеющие зазоры, каналы и полости в которых после сушки может оставаться влага, следует промывать органическими растворителями или азеотропными смесями

## 6 Анализ возможности применения существующих растворителей вместо хладона 113

Анализируя физико-химические, потребительские и технологические качества хладонов 122 и 141В в сравнении с хладоном 113 следует:

– при использовании хладона 122 технологическое оборудование, с точки зрения его летучести, может быть закрытого и открытого типа. Однако, более высокая токсичность его паров требует проведения дополнительных мероприятий по технике безопасности для защиты персонала при работе с ним;

– из-за низкой температуры кипения хладон 141В возможно применять только в оборудовании закрытого типа, технологические потери его выше по сравнению с хладоном 113, для уменьшения испарения хладона 141В технологическое оборудование необходимо искусственно охлаждать;

– хладон 122 по сравнению с хладоном 141В имеет более низкий коэффициент озоноразрушения, менее летуч, поэтому более предпочтителен к применению.

По имеющейся информации хладон 122 и хладон 141В не влияют на коррозионную стойкость металлических материалов (хромоникелевые, хромистые и среднелегированные стали, алюминиевые и медные сплавы). Неметаллические материалы; полистирол, сополимеры полистирола, стекло органическое, поливинилхлоридные пластикаты, а также резины на основе бутадиен-стирольного и бутадиен-нитрильного каучуков не допускают контакта с хладоном 122. Резины на основе фторкаучука допускают контакт с хладоном 122 до 30 минут.

С хладоном 141В недопустим контакт полистирола, сополимеров полистирола поливинилхлоридных пластикатов, а также резин, за исключением резины на основе фторкаучука СКФ-26 и СКФ-32.

Контакт хладонов 122 и 141В с открытыми поверхностями ДСЕ, на которые нанесены смазочные материалы, не допустим, так как приводит к растворению и смыванию смазочной основы. Допустим кратковременный, не более 3-5 минут, контакт с этими растворителями сборочных единиц, содержащих смазки в зазорах трущихся и сопрягаемых поверхностях, при величине зазора не более 50 мкм.

Хладон 122 оказывает разрушающее воздействие на лакокрасочные покрытия (грунтовки ВЛ-02, АК-070, эмали ПФ-115, ЭП-51, ЭП-525, КО-864) и клеевые соединения на основе клея 88.

Сведений о воздействии хладона 141В на ЛКП не имеется.

Таким образом, из сравнительной оценки свойств хладона 122 и хладона 141В следует, что указанными растворителями не допускается обезжиривать ДСЕ, имеющие в своём составе уплотнительные

прокладки из резины на основе бутадиен-стирольного и бутадиен-нитрильного каучуков, а также ДСЕ, имеющие трущиеся поверхности с нанесённой смазкой.

Следует также отметить, что промышленное производство хладона 122 в России не налажено, он выпускается только опытными партиями по цене 15-20 $ за 1 килограмм.

Фирма JGC CORPORATION /Япония/ предложила ПО ЮМЗ для замены хладона 113 опробовать растворитель «Асахиклин» АК-225, имеющий значительно меньший озоноразрушающий показатель по сравнению с хладоном 113 (озоноразрушаюший показатель АК-225 - 0,03 ед., хладона 113 - 0,8 ед.).

Растворитель АК-225 (химическая формула $C_3F_5CI_2H$) хлорфторуглеводород); по информации JGC CORPORATION имеет физико- химические свойства сходные с хладоном 113 (температура кипения +54 °*С*, плотность 1,55 г/см$^3$), высокое качество очистки поверхности, не взаимодействует с металлами.

Однако, некоторые неметаллические материалы (полистирол, полиэтилен низкого давления и др.) менее стойкие в растворителе АК-225, чем в хладоне 113. Поэтому для определения возможности применения растворителя АК-225 вместо хладона 113 на операциях обезжиривания ДСЕ РН «Зенит» была исследована сравнительная стойкость неметаллических материалов, контактирующих с кислородом, в растворителе АК-225 и хладона 113. В результате проведенного исследования установлено:

– стойкость фторопластов - 4, -ЗВ, -ЗМ, паронитов 56 и ПОН-В при выдержке в хладоне 113 и растворителе АК-225 равноценна;

– резины на основе бутадиен-стиролъного и бутадиен-нитрильного каучуков (ИРП-1118, -1175, -2025, 9089) в растворителе АК-225 имеют стойкость в 5 - 10 раз меньшую, чем в хладоне 113, т.е. контакт их с АК-225 является недопустимым;

– герметик Унигерм 1 с активатором КВ в растворителе АК-225 и хладоне 113 в течение 30 мин имеют равноценную стойкость, а при выдержке в течение 2-х часов стойкость в растворителе АК-225 в 2 - 3 раза ниже;

– смазки ВНИИНП-282, СК-1-06, СК-2-06 растворяются в хладоне 113 и АК-225 примерно одинаково.

**Научная новизна**

Научная новизна обзорной статьи состоит в том, что выбор моющего средства необходимо проводить с учетом контсруктивно-технологических характеристик ДСЕ и их функционального назначения. Подобрать одно универсальное средство, из приведенного перечня моющих средств в данной статье, с учетом всех ограничений, не представляется возможным.

**Выводы**

Таким образом, из проведенного на ПО ЮМЗ исследования следует, что растворитель АК-225, как и хладон 122, возможно применять только для ограниченной номенклатуры ДСЕ, т.е. только для металлических поверхностей. Узлы автоматики, клапаны, ДСЕ двигателя, ДУ в сборе содержат в качестве уплотнительных прокладок резины различных марок, не стойких в АК-225.

Следует также отметить, что стоимость АК-225 высока, около 30 $ за 1 кг.

Рекомендуемый ОСТ 92-1175-77 «Очистка и обезжиривание деталей и сборочных единиц. Методы и средства очистки и обезжиривания» нефрас $C_2$-80/120 (бензин растворитель для резиновой промышленности ТУ 38-4-1- 67-108-92), из-за высокой пожароопасности возможно применять в ограниченных количествах для обработки поверхности ДСЕ методом протирки. После обезжириваания нефрасом $C_2$-80/120 необходимо производить дополнительную протирку поверхностей ДСЕ этиловым спиртом с целью удаления белесого налета, образующегося после протирки нефрасом.

Водно-моющие растворы, указанные в ОСТ 92-1175-77, не рекомендуется применять для обезжиривания деталей и сборочные единиц, имеющих щели, зазоры,

глухие отверстия из-за трудности удаления. Обезжиривание производится при температуре 40 – 60 °С, с последующей промывкой водой при температуре 40 - 50 °С, а затем дистиллированной водой или конденсатом. Отработанный водно-моющий раствор и промывочные воды из-за наличия солей хрома требуют дополнительной нейтрализации перед сливом в канализацию. Кроме того, конструкционные стали не допускается обезжиривать ВМР из-за возможности образования коррозии в щелевых зазорах, тупиковых зонах и глухих поверхностях.

## Библиографические ссылки


1. Бедрик Б. Г., Чулков П. В., Калашников С. И. Растворители и составы для очистки машин и механизмов: монография. Москва : Химия, 1989. 176 с.
2. Потапович Л. П. Конструктивно-технологічні методи забезпечення чистоти ракетно-космічних об'єктів для підвищення надійності їх функціонування: дис. … канд. тех. наук: : 05.07.02 Дніпропетровськ, 2008. 165 с.
3. Алексєєв Ю. С., Джур О. Є., Кулик О. В., Кучма Л. Д., Ніколенко Є. Ю., Хуторний В. В. Технологія виробництва ракетно-космічних літальних апаратів: навч. посіб. / за ред. д-ра техн. наук Є. О. Джура. Дніпропетровськ : АРТ-ПРЕС, 2007. 480 с.
4. Шандер А. Ю. Разработка методики очистки топливных баков и магистралей летательных аппаратов на основе акустических и вакуумных воздействий. Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров авиакосмической отрясли : материалы XII Всероссийской науч. конф., г. Омск, 30 мая 2018. Омск, 2018. С. 126 – 132.
5. Экспериментальные исследования по выбору оптимального водно-моющего средства для обезжиривания поверхностей под «оксид» : Технический отчет / УкрНИИТМ. инв. № 1060. Днепропетровск, 2008. 38 с.
6. Экспериментальные исследования по сравнительным коррозионным испытаниям образцов, обезжиренных рекомендуемым водно-моющим средством и хладоном-113 : Технический отчет / УкрНИИТМ. инв. № 1080с. Днепропетровск, 2009. 17 с.


*Поступила в редколлегию 04.10.21.*

## Сведения про авторов

Кулик Алексей Владимирович. Украина. Национальный центр аэрокосмического образования молодежи им. А.М. Макарова. Генеральный директор, доцент, к.т.н. Сфера интересов – технология производства и испытания ракетно-х

Желтов Павел Николаевич. Украина. Национальный центр аэрокосмического образования молодежи им. А.М. Макарова. Начальник отдела. Сфера интересов – технологии производства ракетно-космической техники

Абраменко Дмитрий Сергеевич. Украина. Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара. Соискатель. Сфера интересов – технология сборки и испытаний ракетно-космической техники

УДК 629.7.01

DOI: 10.15421/452111

# ОСОБЕННОСТИ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ЖРД, ИЗГОТОВЛЕННЫХ АДДИТИВНЫМИ ТЕХНОЛОГИЯМИ

О.Е. Бондаренко[1], С.Ш. Векилов[1], Ю.В. Ткачёв[1], Р.А.Марчан[2],

*[1]Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, г. Днепр, Украина*

*[2]FlightControl Propulsion, пр. Гагарина, 115, г. Днепр, Украина*

**Аннотация. Сегодня ракетно-космические технологии выходят на новый уровень. Развитие аддитивных технологий и использование новых материалов для 3D-печати оказывают положительное влияние на отрасль в целом. На современном рынке ракетно-космической техники стремительно растет конкуренция, поэтому подавляющее большинство космических компаний (государственных и частных), таких как RocketLab, SpaceX, Firefly Aerospace, FlightControl Propulsion, BlueOrigin и другие, все чаще используют 3D-печатные изделия и детали. 3D-печать значительно ускоряет время производства некоторых изделий, что крайне необходимо при крупносерийном производстве. Кроме того, с развитием аддитивных технологий открылись большие возможности для создания нетипичных геометрических форм некоторых деталей. Аддитивные технологии имеют несколько методов производства (одним из таких методов является SLM (Selective Laser Melting), который был использован для изготовления оптимизированного кронштейна). В статье представлен принцип топологической оптимизации, на примере одного кронштейна. Приведена схема алгоритма при выполнении топологической оптимизации. Описан процесс топологической оптимизации, т.е. показан полный цикл. Приведен основной принцип метода SIMP. На основании полученного промежуточного результата проведен прочностной анализ (методом конечных элементов (МКЭ)) кронштейна до и после топологической оптимизации для различных расчетных случаев (осевая сжимающая нагрузка, квазистатическая перегрузочная нагрузка), где был определен окончательный вариант конструкции. Данная конструкция прошла ряд статических испытаний (в условиях реальной эксплуатации) и хорошо зарекомендовала себя в работе над изделием, где используется по назначению.**

**Ключевые слова: ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ, АНАЛИЗ ПРОЧНОСТИ, МЕТОД КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ, КРОНШТЕЙН, LPRE-ENGINE, АДДИТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ.**

# ОСОБЛИВОСТІ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ РРД, ВИГОТОВЛЕНИХ АДИТИВНИМИ ТЕХНОЛОГІЯМИ

О.Є. Бондаренко[1],С.Ш. Векілов[1], Ю.В. Ткачов[1], Р.А. Марчан[2]

*[1]Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро, Україна*

*[2]FlightControl Propulsion, пр. Гагаріна, 115, м. Дніпро, Україна*

**Анотація. На сьогоднішній день ракетно-космічна техніка виходить на новий рівень. Розвиток адитивних технологій та використання нових матеріалів для 3Д-друку позитивно впливають на галузь в цілому. Дуже стрімко зростає конкуренція на сучасному ринку виробів ракетно-космічної техніки, тому значна більшість космічних компаній (державних та приватних), наприклад RocketLab, SpaceX, Firefly Aerospace, FlightControl Propulsion, BlueOrigin та інші все більше використовують 3Д-друковані вироби та деталі. 3Д-друк значно прискорює час виготовлення тих чи інших виробів, що вкрай необхідно при великому серійному виробництві. Також з розвитком адитивних технологій відкрились більші можливості для створення нетипових геометричних форм тих чи інших деталей. Адитивні технології мають декілька способів виготовлення (одним з таких способів є SLM (Selective Laser Melting), за допомогою якого було виготовлено оптимізований кронштейн). В роботі наведено принцип топологічної оптимізації, на прикладі одного кронштейна. Наведена схема алгоритму при виконанні топологічної оптимізації. Описано сам процес топологічної оптимізації, тобто показаний повний цикл. Приведено головний принцип SIMP-методу. На основі отриманого проміжного результату проведено міцністний аналіз (з використанням методу кінцевих елементів (МКЕ)) кронштейна до і після топологічної оптимізації для різних розрахункових випадків (навантаження осьовою стискальною силою, навантаження квазістатичними перевантаженнями), де був визначений кінцевий варіант конструкції. Дана конструкція пройшла ряд статичних випробувань (в умовах реальної роботи) і успішно себе проявила в роботі на виробі, де і передбачалося цільове призначення.**



© О.Е. Бондаренко, С.Ш. Векилов, Ю.В. Ткачёв, Р.А.Марчан

**Ключові слова: ТОПОЛОГІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ, МІЦНІСТНИЙ АНАЛІЗ, МЕТОД КІНЦЕВИХ ЕЛЕМЕНТІВ, КРОНШТЕЙН, РРД, АДДИТИВНІ ТЕХНОЛОГІЇ.**

# TOPOLOGY OPTIMIZATION FEATURES OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE POWER ELEMENTS MANUFACTURED BY ADDITIVE TECHNOLOGIES

O. Bondarenko[1], S. Vekilov[1], Y. Tkachov[1], R. Marchan[2]

[1]*O. Honchar Dnipro National University, Gagarin Ave., 72, Dnipro, Ukraine*

[2]*FlightControl Propulsion, Gagarin Ave., 115, Dnipro, Ukraine*

**Abstract. Today, rocket and space technologies are reaching a new level. The development of additive technologies and the use of new materials for 3D printing have a positive impact on the industry as a whole. Competition is growing rapidly in today's space rocket market, so the vast majority of space companies (public and private), such as RocketLab, SpaceX, Firefly Aerospace, FlightControl Propulsion, BlueOrigin and others, are increasingly using 3D printed products and parts. 3D printing significantly speeds up the production time of certain products, which is extremely necessary for large series production. Also, with the development of additive technologies, greater opportunities have opened up for the creation of atypical geometric shapes of certain parts. Additive technologies have several manufacturing methods (one such method is SLM (Selective Laser Melting), which was used to make an optimized bracket). The paper presents the principle of topological optimization, on the example of one bracket. The scheme of the algorithm when performing topological optimization is given. The process of topological optimization is described, i.e., the full cycle is shown. The main principle of the SIMP method is given. Based on the obtained intermediate result, the strength analysis (using the finite element method (FEM)) of the bracket before and after topological optimization for different design cases (axial compressive load, quasi-static overload load) was performed, where the final design variant was determined. This design has passed a number of static tests (in real operation) and has proven itself in the work on the product, where the intended purpose.**

**Key words: TOPOLOGICAL OPTIMIZATION, STRENGTH ANALYSIS, FINITE ELEMENTS METHOD, BRACKET, LPRE-ENGINE, ADDITIVE TECHNOLOGIES.**

## Введение

Стремительное развитие современной космической техники было бы невозможным без развития современных технологий разработки конструкций и производства. Развитие аддитивных технологий [1] позволило получать практически неограниченные по сложности формы деталей и раскрыло возможности, не доступные при использовании классических технологий производства. Применение генеративного дизайна [2] с использованием топологической оптимизации позволяет более эффективно и рационально использовать материал и создавать облегчённые конструкции, которые будут удовлетворять требованиям прочности, надежности и устойчивости.

Топологическая оптимизация [3] является математических подходом, способным решить ряд поставленных перед инженерами задач. Например, решается проблема оптимального распределения материала в ограниченном пространстве, с учётом воздействующих нагрузок и граничных условий. Данный метод используется на стадии разработки первоначального вида конструкции. Полученное оптимальное решение затем модифицируется с учётом функциональных и технологических требований, что позволяет существенно сэкономить время на первоначальном этапе проектирования [4].

В работе представлены результаты внедрения аддитивных технологий SLM (Selective Laser Melting) [5] и топологической оптимизации, проведенной в компании FlightControl Propulsion [6] на примере реализации конструкции кронштейна ЖРД (см. рис 1). Схема нагружения данного кронштейна имитирует реальную силу, которая нагружает конструкцию (см. рис 2).

Сложность внедрения данной технологии обусловлена отсутствием статистических данных о применении SLM технологии при изготовлении элементов конструкции ЖРД, в частности, нет стандартов, регулирующих систему качества. Так же сложность представляет собой и то, что характеристики и качество

получаемых изделий напрямую зависит от множества факторов (самого принтера, качества порошка и т. д).

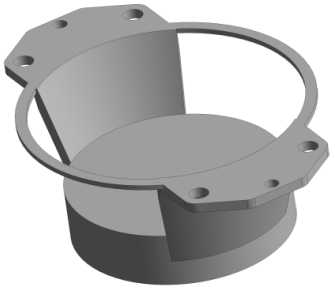


**Рисунок 1 – Конструкция кронштейна до оптимизации**

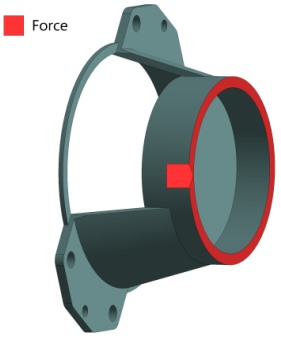



**Рисунок 2 – Схема нагружения конструкции осевой сжимающей силой T = 2500 H**

## Цель работы

Целью данной работы является показать цикл получения оптимальной конструкции с помощью топологической оптимизации на примере такого элемента конструкции ЖРД как кронштейн. Данная проблема существует долгое время, поскольку проектирование кронштейнов задача сложная с точки зрения рационального использования материала в конструкции.

## Постановка задачи исследований

Кронштейны являются важной частью конструкции РН. Они осуществляют передачу нагрузок. Их суммарная масса в конструкции РН может быть достаточно большой, потому минимизация массы кронштейнов в конструкции РН и частности ЖРД является важной задачей.

Провести топологическую оптимизацию конструкции и достичь следующих результатов:

- минимизировать массу кронштейна;
- обеспечить достаточную прочность кронштейна.

## Решение задачи, топологическая оптимизация конструкции

Общая схема процедуры разработки и производства конструкции (см. рис 3) с помощью топологической оптимизации [7]

Начальным этапом является построение начальной конструкции (пункт 1). Затем проводится её конечно-элементный анализ, в соответствии со схемой нагружения и граничных условий (пункт 2). Затем проводится топологическая оптимизация конструкции (пункты 3 – 6). Начальная конструкция представляется в виде набора вокселей.

На данном этапе используется SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) метод, или метод пенализации для твердого изотропного тела, − метод топологической оптимизации идея которого заключается в создании виртуальной плотности, представляющей аналог некоторой реальной характеристики объекта. То есть суть метода состоит в том, что достигается уменьшение податливости конструкции в результате перераспределения материала в рассмотренной области пространства при известных и заданных граничных условиях. Результатом использования является получение равнопрочного объекта в рамках рассматриваемой задачи.

На сегодняшний день SIMP-метод широко применяется во всём мире, а широкое применение получил данный метод именно в аддитивных технологиях (3D-печать), способных создавать конструкции необходимой геометрии. В качестве расчётной переменной рассматривается плотность материала.

**Рисунок 3 – Схема процедуры конструкции с помощью топологической оптимизации**

Основополагающая часть SIMP – область проектирования Ω, которая определяется с помощью конечных элементов. Свойства материала постоянны в каждом из этих элементов и зависят от относительной плотности $x_i$. Относительная плотность должна быть равна 1 или 0 в расчетной области Ω после оптимизации. Для ограничения промежуточной относительной плотности используется фактор отбраковки $p$. Отношение между модулем упругости и относительной плотностью записывается как:

$$E(x_i) = E_{min} + (x_i)^p(E_0 - l \quad (1)$$

где $E_0$ – модуль упругости материала. Для численной устойчивости $E_{min}$ принимается за $E_0/1000$, $x_i$ – относительная плотность i-го элемента; $p$ – фактор отбраковки.

Удаление вокселей происходит в соответствии с условием наименее вовлечённого в работу материала. После удаления лишнего материала происходит сглаживание полученной конструкции и проводится её КЭ анализ (пункты 4, 5). В дальнейшем идёт оценка оптимальности конструкции. Если условия минимума удовлетворяется, то полученная конструкция рассматривается как финальная, готова к 3Д печати и не требует дополнительных операций. В противном случае процесс оптимизации повторяется (пункт 3).

На данный момент топологическая оптимизация конструкции реализована в таких CAD-CAE пакетах как ANSYS [8] Discovery Live, Autodesk Inventor, Abaqus, TopOpt и так далее.

**Рисунок 4 – Кронштейн после топологической оптимизации**

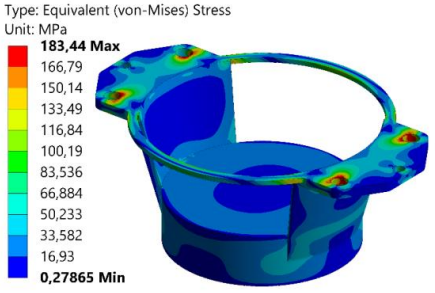



**Рисунок 5 – Эквивалентные напряжения в конструкции кронштейна до оптимизации**

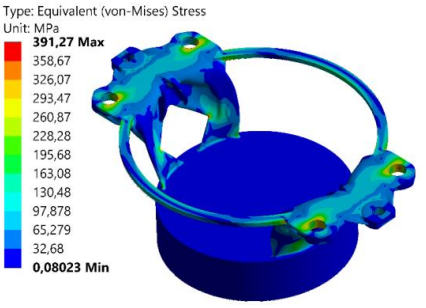



**Рисунок 6 – Эквивалентные напряжения в конструкции кронштейна после оптимизации**

В результате оптимизации удалось снизить массу конструкции на **51%** и при этом коэффициент запаса прочности составил больше 2, что соответствует нормам прочности. Приведена сравнительная характеристика кронштейнов до и после оптимизации (см.табл.1).

**Таблица 1 – Сравнение характеристик конструкций**

| Параметр | Исходная конструкция | Оптимизированная конструкция |
|---|---|---|
| Масса кронштейна | 250 грамм | 124 грамма |
| Максимальные Эквивалентные напряжения | 183 МПа | 391 МПа |
| Коэффициент запаса прочности | 4.54 | 2.13 |

## Научная новизна

В работе впервые представлены результаты топологической оптимизации опытных образцов кронштейнов, изготовленных методом селективного лазерного сплавления (SLM). Выявлены особенности применения технологии SLM для изготовления кронштейнов ЖРД, а именно:

- исследована возможность изготовления сложных геометрических форм, которые сложно или невозможно изготовить классическими способами;
- исследована возможность многосерийного изготовления деталей

Далее приведена финальная конструкция кронштейна (см. рис.4) после топологической оптимизации. Так же выполнен прочностной анализ исходной конструкции и полученной после оптимизации (см. рис.5, 6).

## Выводы

В статье рассмотрена процедура топологической оптимизации конструкций РН на примере кронштейна ЖРД.

Представлена конструкция кронштейна до и после оптимизации, расчёт на прочность, оценка его работоспособности и анализ массы конструкции. Особое внимание уделено нагружению квазистатическими перегрузками.

В результате оптимизации удалось снизить массу конструкции на **51%** и при этом коэффициент запаса прочности составил больше 2, что соответствует нормам прочности. Так же важно, что конструкция готова к использованию и не требует дополнительных работ.

Применение топологической оптимизации несомненно имеет большой

потенциал в отношении кронштейнов и прочих силовых конструкций ЖРД. Однако этот метод требует более тщательного изучения и наращивание экспериментальной базы.

## Библиографический список


1. Bendsoe M.P. Optimal shape design as a material destribution problem. *Structural Optimization*. 1989. V. 1, Iss. 4. P. 193-202. DOI: 10.1007/bf01650949
2. Jikai Liu, Yongsheng Ma. A survey of manufacturing-oriented topology optimization methods. *Advances in Engineering Software*, 2016 August. P. 161–175.
3. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology Optimization: Theory, Methods and Applications. Springer, 2003. P. 271
4. Комаров А.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев: Куйбышевское книжное издательство, 1965. С. 88
5. Direct Metal Laser Sintering или прямое лазерное спекание. URL: http://cantouch.ru/blog/dmls/ (дата обращения: 27.03.2021).
6. FlightControl Propulsion. URL: http://flightcontrolpropulsion.com/ (дата обращения: 21.02.2021).
7. Сысоева В.В., Чедрик В.В. Алгоритмы оптимизации топологии силовых конструкций. *Ученые записки ЦАГИ*, 2011, Т. XLII, № 2. С. 91–101.
8. Жидков А.В. Применение системы ANSYS к решению задач геометрического и конечно-элементного моделирования. Нижний Новгород, 2006. С 118.


*Поступило в редколлегию 19.05.2021 г.*

## Сведения об авторах

Бондаренко Олег Евгеньевич
Украина
Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара
Аспирант
Сфера интересов – механика деформированного тела

Векилов Самир Шамсиевич
Украина
Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара
Аспирант
Сфера интересов – ракетные двигатели

Ткачёв Юрий Валентинович
Украина
Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара
Заведующий кафедры космических информационных технологий, к.т.н, доцент
Сфера интересов – материаловедение, аддитивное производство

Марчан Роман Анатольевич
Украина
FlightControl Propulsion
Технический директор, к.т.н
Сфера интересов – ракетные двигатели

УДК 621.81.004

DOI: 10.15421/452112

# DISTINCTIVE FEATURES OF SLM TECHNOLOGY APPLICATION FOR MANUFACTURING OF LPRE COMPONENTS

S. Vekilov[1], V. Lipovsikyi[1], R. Marchan[2], O. E. Bondarenko[1],

*[1] Oles Honchar Dnipro National University,11 Naukova street, Dnipro, Ukraine,*

*[2]Flight Control LLC, 115 Gagarina Ave, Dnipro, Ukraine*

**Abstract. In view of the growing competition in the modern market for rocket and space technology products, the issue of maximizing the cost reduction of the process of its production is urgent. In particular, the rocket engine is traditionally one of the costliest and technologically demanding rocket units, which basically reduces the problem of reducing the cost of rocket production to the development of new, more technologically advanced and less costly, approaches to manufacturing LPRE components. Thus, it is of increased interest to use a relatively young method for producing parts by layer-by-layer melting of thin layers of metal powder by exposing it to high-power laser radiation. This method is a part of the methods of additive technologies and is called SLM (Selective Laser Melting). In order to assess the influence of the main features of the production of components, the study of hydraulic channels manufactured with the additive SLM technology was carried out, and a load-bearing element of the fastening structure was manufactured which geometry was obtained by applying topological optimization methods. The aim of the work is to determine the main hydraulic characteristics of inner channels of typical LPRE's elements, as well as the limits of the technology applicability in terms of liquid-propellant rocket engines. The possibility of manufacturing elements, including hydraulic paths, was investigated: regeneratively cooled cylinders, throat inserts of a liquid-propellant engine, as well as experimental designs of film cooling rings were adapted to be produced by means of SLM. The possibility of producing thrust frame, the shape of which was obtained by the method of topological optimization, was investigated. Samples of designs of typical hydraulic channels, as well as the constituent elements of the design of the rocket engine chambers, were manufactured. The main hydraulic characteristics of the typical hydraulic channels, as well as the distinctive features of their production using the method of additive technologies SLM, were determined. The thrust frame, which geometry was obtained by means of topology optimization, was successfully manufactured.**

**Key words: ADDTITVE MANUFACTURING, SELECTIVE LASER MELTING, LRPE COMBUSTION CHAMBER, HYDRAULIC CHANNELS, FILM COOLING, THROAT INSERT, CYLINDER, CARRIER.**

# ОСОБЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ SLM ДЛЯ КОМПОНЕНТІВ РРД

С. Ш. Векілов[1], В. І. Ліповський[1], Р. А. Марчан[2], О. Є.Бондаренко[1],

*[1]Дніпровський національний університет імені О. Гончара, вулиця Наукова 11, Дніпро, Україна,*

*[2]Flight Control LLC проспект Гагаріна 115, Дніпро, 49050, Україна*

**Анотація. З огляду на зростання конкуренції на сучасному ринку виробів ракетно-космічної техніки, актуальним є питання максимального здешевлення процесу її виробництва. Зокрема, ракетний двигун традиційно є одним з найбільш витратних і технологічно вимогливих вузлів ракети, що в принципі, зводить задачу здешевлення ракетного виробництва до освоєння нових, більш технологічних і менш витратних, підходів до виготовлення компонентів РРД. Таким чином, являє підвищений інтерес використання відносно нового способу отримання деталей шляхом пошарового сплаву тонких шарів металевого порошку за допомогою впливу на нього потужного лазерного випромінювання. Такий спосіб є частиною методів адитивних технологій і називається SLM (Selective Laser Melting). Для оцінки впливу основних особливостей виробництва компонентів, проведено дослідження гідравлічних трактів, виготовлених методом адитивних технологій SLM, а також виготовлений силовий елемент конструкції кріплення, геометрія якого отримана шляхом застосування методів топологічної оптимізації. Метою роботи було визначення основних гідравлічних характеристик типових конструкцій елементів гідравлічних трактів, а також межі застосування технології в рамках побудови рідинних ракетних двигунів. Досліджено можливість виготовлення елементів, що включають в себе гідравлічні тракти: регенеративно-охолоджувальні циліндри, секції критичного перерізу РРД, а також дослідні конструкції поясів завісного охолодження. Досліджено можливість виробництва силового кріплення, форма якого отримана методом топологічної оптимізації. Виготовлені зразки конструкцій типових гідравлічних трактів, а також складові елементи конструкції камер РРД. Визначено основні гідравлічні характеристики типових конструкцій трактів, а також особливості їх отримання методом адитивних технологій SLM.**

©S. Vekilov, V. Lipovsikyi, R. Marchan, O. E. Bondarenko

**Виготовлений елемент силового кріплення, конструкція якого отримана методом топологічної оптимізації.**
**Ключові слова: АДИТИВНІ ТЕХНОЛОГІЇ, SELECTIVE LASER MELTING, КАМЕРА ЖРД, ГІДРАВЛІЧНІ ТРАКТИ, ЗАВІСНЕ ОХОЛОДЖЕННЯ, СЕКЦІЯ КРИТИЧНОГО ПЕРЕРІЗУ, ЦИЛИНДР, КРОНШТЕЙН.**

# ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ SLM ДЛЯ КОМПОНЕНТОВ ЖРД

С. Ш. Векилов[1], В. И. Липовський[1], Р. А. Марчан[2], О. Е.Бондаренко[1]

*[1] Днепровский национальный университет им. О. Гончара, улица Наукова 11, Днепр, Украина,*

*[2]Flight Control LLC проспект Гагарина 115, Днепр, 49050, Україна*

**Аннотация. Ввиду возрастающей конкуренции на современном рынке изделий ракетно-космической техники, актуальным является вопрос максимального удешевления процесса ее производства. В частности, ракетный двигатель традиционно является одним из наиболее затратных и технологически требовательных узлов ракеты, что в принципе, сводит задачу удешевления ракетного производства к освоению новых, более технологичных и менее затратных, подходов изготовления компонентов ЖРД. Таким образом, представляет повышенный интерес использование относительно нового способа получения деталей путем послойного сплавления тонких слоев металлического порошка посредством воздействия на него мощного лазерного излучения. Такой способ является частью методов аддитивных технологий и называется SLM (Selective Laser Melting). Для оценки влияния основных особенностей производства компонентов, проведено исследование гидравлических трактов, изготовленных методом аддитивных технологий SLM, а также изготовлен силовой элемент конструкции крепления, геометрия которого получена путем применения методов топологической оптимизации. Целью работы было определение основных гидравлических характеристик типовых конструкций элементов гидравлических трактов, а также границы применимости технологии в рамках построения жидкостных ракетных двигателей. Исследована возможность изготовления элементов, включающих в себя гидравлические тракты: регенеративно-охлаждаемые цилиндры, секции критического сечения ЖРД, а также опытные конструкции поясов завесного охлаждения. Исследована возможность производства крепежного элемента, форма которого получена методом топологической оптимизации. Изготовлены образцы конструкций типовых гидравлических трактов, а также составляющие элементы конструкции камер ЖРД. Определены основные гидравлические характеристики типовых конструкций трактов, а также особенности их получения методом аддитивных технологий SLM. Изготовлен крепежный элемент, конструкция которого получена методом топологической оптимизации.**
**Ключевые слова: АДДИТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, SELECTIVE LASER MELTING, КАМЕРА ЖРД, ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ ТРАКТЫ, ЗАВЕСНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ, СЕКЦИЯ КРИТИЧЕСКОГО СЕЧЕНИЯ, ЦИЛИНДР, КРОНШТЕЙН.**

## Introduction

The most complex and advanced technologies are traditionally used while designing and manufacturing of liquid-propellant rocket engines. It is quite difficult and sometimes even impossible to create relevant designs without these technologies. Moreover, work products obtained using these technological processes not infrequently are expensive and also the manufacturing process is demanding and time-consuming. [1, 2, 3]. Thus, in order to cheaper the LPRE production, it would be worthwhile to search for new approaches towards manufacturing of designed parts. One of the means which can significantly increase the manufacturing of the LPRE designs is appliance of alternative ways of production and design of the constituent elements. In particular, using additive manufacturing has a range advantages for solving complex technical problems. In this work SLM (Selective Laser Melting) process is considered as the main way of manufacturing LPRE combustion chamber components.

The process consists in sequential layer-by-layer melting of powder material by means of powerful laser radiation and allows: to obtain parts with complex geometry, internal cavities and cooling channels; to exclude the manufacture of complex equipment and devices due to the absence of the need to use a number of technological processes; reduce the weight of the resulting product and, in some cases, replace a complex assembly unit with one part;

reduce manufacturing costs due to the insignificant effect of the number of manufactured parts on the duration of their production. [4, 5].

It should be noted that at present, the study of rapid prototyping or 3D printing technology is receiving increased attention [6, 7]. However, the complexity of the implementation of this technology is due to the lack of statistical data on the use of SLM technology in the manufacturing of elements of liquid-propellant rocket engines, in particular, there are no standards regulating the quality system. In addition, the characteristics and quality of the obtained products directly depends on many factors: like the printer itself, the quality of the powder, etc., which creates additional problems.

Thus, taking into account the advantages of the SLM process, the ability of introducing it for the manufacture of LPRE chamber components was considered. Despite the obvious advantages, it is important to assess the technology's limits of applicability, which are restricted by the specific requirements of the aerospace industry.

## Formulation of a problem

The objects of the study were the typical elements of the LPRE design. On the basis of the equipment of FlightControl Propulsion [8], these elements were manufactured and experimentally tested with the identification of the features of the SLM technology appliance. The limits of applicability of the technology within the framework of the liquid-propellant rocket engines design were studied, and the influence of the technology on the main hydraulic characteristics of typical hydraulic channel designs was determined.

## Solution of the problem

The solution of the problem was obtained based on experimental study of the specimens of typical LPRE elements which were manufactured using SLM technology.

## Experimental study

Typical elements that compose the rocket engine chambers are injectors, nozzles, collectors, as well as cooling channels of the housings. In order to study the features of the application of additive manufacturing technology, samples of typical designs were made: orifices, centrifugal opened and closed injectors (see Fig. 1) [6]. Being one of the most important, hydraulic repeatability was chosen as the main purpose of research. For the designs of liquid-propellant engine flow paths, a scatter of 5% can be considered as satisfactory repeatability of hydraulic characteristics.

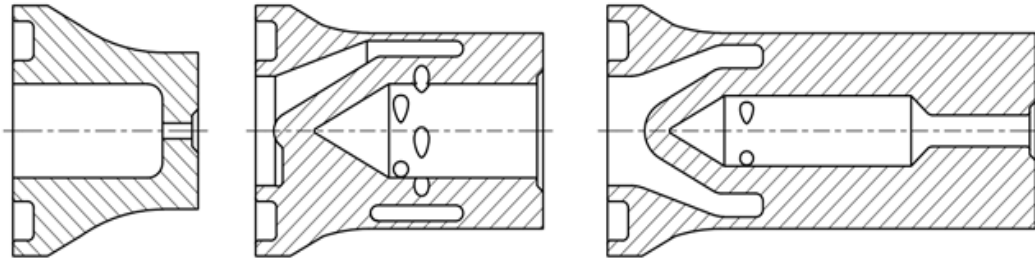
**Figure 1 – Manufactured specimens**

## Orifices

The range of application of the orifices for LRPE designs is immense: bypass openings of the collectors, straightening devices, component bypass openings, etc. Since geometrically, in comparison with other geometrical figures, cross-sectional area of the circle is the largest, provided that the hydraulic diameters are equal, it was of particular interest to determine the smallest diameter of the manufactured orifice, at which the flow characteristic from sample to sample would change within 5%. For this purpose, 88 samples of injectors of various sizes were 3D-printed (see Table 1). The determination of the mass flow rates was carried out by the weight method, in which, a liquid with a set inlet pressure is passed through the flow path of the research object for a certain amount of time. Flowing through the hydraulic channel of the object, the liquid fills a measuring container, which is weighed after filling. For each instance of the injector, the hydraulic tests with a set inlet pressure was repeated at least three times. The weight of the moistened measuring

container is taken into account each time before a new experiment.

The analysis of the obtained experimental data allowed to determine that the minimum diameter of the 3D-printed orifices, at which the dispersion of the hydraulic characteristics would lie in the range of 5% (see Table 1), is ⌀1 mm.



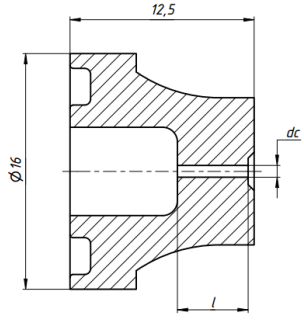
Specimen 1 Specimen 2 Specimen 3

**Figure 2 – The design of the manufactured specimens**

### Tangential holes

Tangential holes are one of the most common examples of hydraulic paths for liquid-propellant rocket engines. It is practically impossible to imagine the high-quality operation of devices for creating film flows without tangential holes, such as centrifugal injectors and film cooling rings of liquid-propellant engine chambers [9]. In order to determine the hydraulic characteristics, as well as ensure the future design of reliable elements, samples of tangential hole rings with different geometric cross-sectional shapes, as well as in a certain range of unit sizes, were designed and manufactured using the SLM technology (see Fig. 3, Table 2).

**Table 1 – Unit sizes of the manufactured orifices**




| $d_c$, mm | $l/d_c$ | Quantity, pcs |
|---|---|---|
| 0.5 | 1 | 5 |
| 0.5 | 2 | 5 |
| 0.5 | 6 | 4 |
| 0.6 | 1 | 5 |
| 0.6 | 2 | 4 |
| 0.6 | 6 | 5 |
| 0.8 | 0.5 | 5 |
| 0.8 | 1 | 4 |
| 0.8 | 2 | 5 |
| 0.8 | 6 | 5 |
| 1 | 0.5 | 5 |
| 1 | 1 | 5 |
| 1 | 2 | 5 |
| 1 | 6 | 5 |

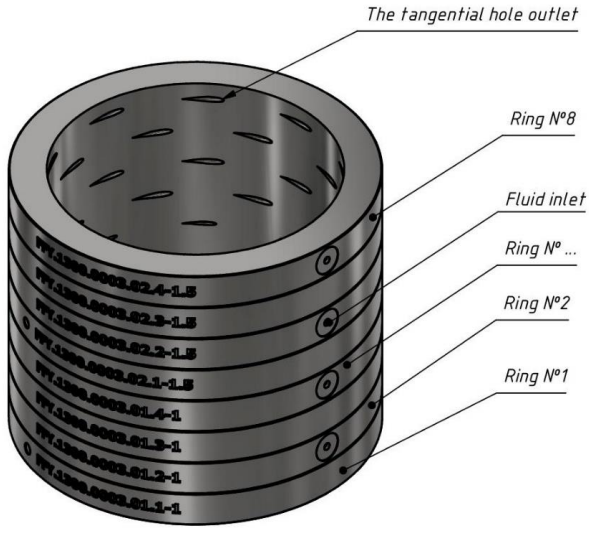



**Figure 3 – The pilot design model for tangential holes study**

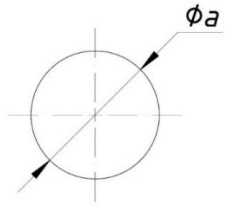
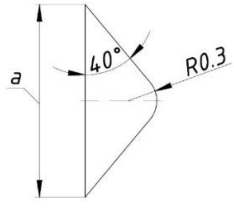
Four identical samples were made for each unit size (designated by the characters O1 ... 3, T1 ... 3, E1 ... 3 and D1 ... 3 for each cross-sectional shape respectively). The inlet pressure $p_{вх}$ was kept constant. The obtained average values of mass flow rates for the manufactured samples are shown in the Table 3. The average mass flow rate was determined as

$$\dot{m}_{cp} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\dot{m}_i^p,\ kg/s$$

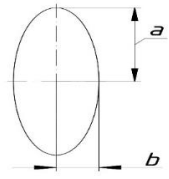
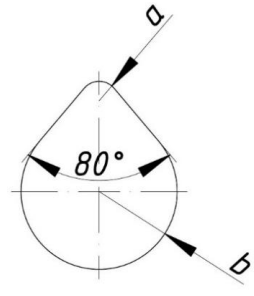
where $\dot{m}_i^p$ – is the mass flow rate of each ring with tangential holes with inlet pressure p;

n = 4 – number of rings with holes of the same size and shape.

**Table 2 – Shapes and sizes of the cross-section areas of tangential holes specimens**

| № | a, *mm* | $F = \frac{\pi \cdot a^2}{4}, mm^2$ | |
|---|---|---|---|
| O1 | 1 | 0.79 |   |
| O2 | 1.5 | 1.77 | |
| O3 | 2 | 3.14 | |
| **№** | **a, *mm*** | **F, *mm*$^2$** | |
| T1 | 1.93 | 0.79 |   |
| T2 | 2.9 | 1.77 | |
| T3 | 3.87 | 3.14 | |

**The end of the table 2**

| № | a, *mm* | b, *mm* | F, *mm*$^2$ | |
|---|---|---|---|---|
| E1 | 0.83 | 0.3 | 0.79 |  |
| E2 | 1.17 | 0.5 | 1.77 | |
| E3 | 1.67 | 0.6 | 3.14 | |
| **№** | **a, *mm*** | **b, *mm*** | **F, *mm*$^2$** | |
| D1 | 0.07 | 0.48 | 0.79 |  |
| D2 | 0.11 | 0.72 | 1.77 | |
| D3 | 0.14 | 0.95 | 3.14 | |

**Results of tangential holes hydraulic tests**

Table 4 shows the deviations of the obtained flow rates from the average values presented in the table 3.

The deviation δ of the average mass flow rate from the average value was determined by the formula:

$$\delta = \left|\frac{\dot{m}_i - \dot{m}_{cp}}{\dot{m}_{cp}}\right| \cdot 100\%$$

**Table 3 – The average values of the mass flow rate**

| $P_{вх}$, *kgf/cm*$^2$ | $\dot{m}_{cp}$, kg/s | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | **O1** | **O2** | **O3** | **T1** | **T2** | **T3** | **E1** | **E2** | **E3** | **D1** | **D2** | **D3** |
| 1 | 0.045 | 0.121 | 0.240 | 0.049 | 0.128 | 0.241 | 0.036 | 0.115 | 0.219 | 0.052 | 0.138 | 0.233 |
| 3 | 0.079 | 0.216 | 0.421 | 0.087 | 0.240 | 0.438 | 0.063 | 0.222 | 0.394 | 0.091 | 0.241 | 0.409 |
| 5 | 0.102 | 0.280 | 0.542 | 0.116 | 0.316 | 0.566 | 0.082 | 0.290 | 0.519 | 0.118 | 0.312 | 0.529 |
| 10 | 0.145 | 0.398 | 0.763 | 0.169 | 0.459 | 0.805 | 0.118 | 0.433 | 0.751 | 0.170 | 0.443 | 0.745 |
| 15 | 0.178 | 0.489 | 0.926 | 0.213 | 0.566 | 0.987 | 0.146 | 0.533 | 0.918 | 0.210 | 0.542 | 0.904 |

**Table 4 – The maximum obtained values of the deviations of the mass flow rates from the average value**

| $P_{вх}$, kgf/cm$^2$ | δ, % | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | **O1** | **O2** | **O3** | **T1** | **T2** | **T3** | **E1** | **E2** | **E3** | **D1** | **D2** | **D3** |
| 1 | **6.67** | **7.63** | 0.73 | **5.15** | **11.11** | **10.37** | **5.56** | 4.12 | 1.71 | **16.5** | 0.72 | 1.94 |
| 3 | **6.67** | 2.20 | 1.01 | **6.36** | 4.58 | 0.63 | 4.35 | **7.66** | **5.77** | **16.02** | 0.52 | 1.77 |
| 5 | **6.86** | 2.33 | 1.06 | 2.80 | 3.56 | 0.88 | 2.75 | **6.46** | 4.24 | **15.92** | 0.96 | 1.61 |
| 10 | **7.40** | 2.45 | 0.88 | 4.59 | 2.45 | 0.81 | 2.76 | 2.08 | 2.33 | **16.59** | 0.79 | 1.88 |
| 15 | **6.74** | 2.35 | 0.97 | **7.29** | 2.78 | 0.76 | 3.25 | 2.30 | 2.4 | **16.57** | 0.78 | 1.91 |

As can be seen from the Table 4, satisfactory repeatability was obtained for the most of the specimens. It should be noted that the 3D printing was carried out on different printers: EOS 400 and Sisma 300 (parts material Inconel 718). Other things being equal, specimens printed on Sisma 300 printer had better hydraulic repeatability. Figure 4 shows the hydraulic testing process of E1 type samples with a water inlet pressure of 5 kgf/cm$^2$.

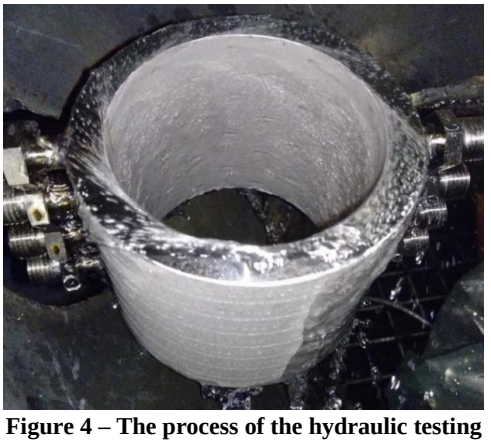


**Figure 4 – The process of the hydraulic testing of a specimen**

## Film cooling rings

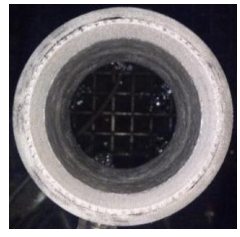
The film cooling rings are important elements of the internal cooling of the rocket engine combustion chamber. With the help of the ring a thin coolant film is formed on the surface of the gas wall of the chamber. The coolant film takes the heat flux from high-temperature combustion products, evaporates and then forms a protective low-temperature gas layer near the wall. Usually for manufacturing of the film cooling rings by means of classical production methods, there is an array of technological processes needed as the design of the film cooling consists of a large number of parts. For instance, these processes are: a precise adjustment, welding, and sometimes soldering. It was decided to design and manufacture samples of typical designs of film cooling rings using SLM technology, which geometry was adapted for 3D printing as a single part.

## Results of hydraulic tests of the film cooling

According to the test results, pilot designs of film cooling rings shown satisfactory performance in various range of flow rates as well as internal flow path configurations. During operation of all samples, a thin uniform liquid film was formed, which remained stable over the entire surface of the inner wall. Thus, the fact was established that it is possible to successfully use 3D-printed film cooling rings in the

designs of LPRE chambers instead of classical welded structures. Photos of the testing of the film cooling rings are shown in the table 5.

**Table 5 – The results of the hydraulic testing of the film cooling specimens**

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| 36 g/s | | | |  |
| 123 g/s | | | | |

**Regenerative cooling channels**

Of particular interest was the possibility of manufacturing throat inserts and cylinders, which are usually the main components of the LPRE chamber body. First of all, based on the technological limitations of 3D printer (which mainly allows to manufacture unsupported horizontal surfaces up to 1 mm) the possibility of adapting the geometry was examined. The data obtained earlier on the minimum sizes of the hydraulic channels of the internal paths was taken into account in order to ensure the hydraulic characteristics to be in the range of acceptable hydraulic repeatability. The hydraulic characteristics of the throat inserts and cylinders of various configurations were obtained for the subsequent collection of statistics and the possibility of predicting the hydraulic characteristics of the following designs. Figure 5 shows the manufactured sample of the throat insert.

**Figure 5 – LPRE throat insert specimen**

Four samples of the throat insert with the same geometry of the flow channels were manufactured. Table 6 shows two modes in which the tests were carried out.

**Table 6 – Main operating modes and expected pressure drops**

| Mode | Mass flow rate, kg/s | Expected pressure drops, kgf/cm$^2$ |
|---|---|---|
| Mode 1 | 0.620 | 17.2±4.6 |
| Mode 2 | 0.295 | 3.9 |

The resulting inlet pressure deviations from the mean value are presented in the Table 7. The pressure deviations were determined by the formula:

$$\delta = \left|\frac{\Delta p_{ср} - \Delta p_{пр}}{\Delta p_{пр}}\right| \cdot 100\%$$

where $\Delta p_{пр}$ – is the value of the pressure drop expected for the particular design.

**Table 7 – Deviations of pressure drops from expected**

| | №1 | №2 | №3 | №4 | №1 | №2 | №3 | №4 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| **m, *kg/s*** | 0.295 | | | | 0.62 | | | |
| **$\Delta p_{пр}$, *kgf/cm$^2$*** | 3.9 | | | | 17.2±4.6 | | | |
| **Δp, *kgf/cm$^2$*** | 7.368 | 8.26 | 9.431 | 8.448 | 30.227 | 31.504 | 40.058 | 36.516 |
| | 7.369 | 8.256 | 9.431 | 8.448 | 30.204 | 31.54 | 40.054 | 36.484 |
| | 7.374 | 8.255 | 9.43 | 8.452 | 30.23 | 31.54 | 40.054 | 36.45 |
| **$\Delta p_{ср}$, *kgf/cm$^2$*** | 7.37 | 8.26 | 9.43 | 8.45 | 30.22 | 31.53 | 40.06 | 36.48 |
| **δ, %** | 89.0 | 111.7 | 141.8 | 116.6 | 75.7 | 83.3 | 132.9 | 112.1 |

**Cylinders**

In order to determine the possibility of manufacturing the LPRE cylinder design using additive technologies, 3 samples with different configurations of the flow channels were manufactured (see Fig. 6, Table 8)

**Figure 6 – 3D-printed specimen of the LPRE cylinder**

In the table 8:
Π – channel cross-section perimeter, *mm*;
F – channel cross-sectional area, *mm*$^2$;
$d_e$ – equivalent (hydraulic) diameter.

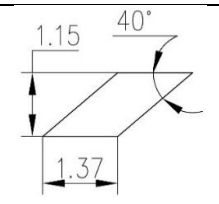
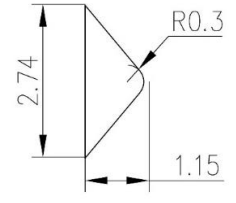
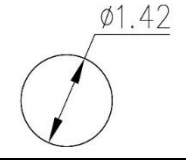
$$d_e = \frac{4 \cdot F}{\Pi}, mm$$

The tests were also carried out for two operating modes shown in the Table 9. The results of the hydraulic tests in the form of the obtained inlet pressure deviations from the mean value are presented in the Table 10.

Based on the results of manufacturing and further hydraulic tests of throat inserts and cylinders (see Fig. 7, 8), the features of adapting the geometry of existing designs to technological limitations in SLM-manufacturing of parts were determined. It can also be seen from Table 10 that the smallest deviation from the expected pressure drop took place for the version with a circular cross-sectional shape, which is explained by the

maximum hydraulic diameter $d_e$ among the manufactured samples.

**Table 8 – Geometric parameters of the cross-sections of the cylinder cooling channels**

| № | Channels quantity n, pcs. | F, mm$^2$ | П, mm | $d_e$, mm | Cross-section. |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | 44 | 1.47…1.6 | 5.97 | 0.98…1.07 |  |
| 23 | 44 | 1.56 | 6.23 | 1 |  |
| 3 | 44 | 1.6 | 4.4 | 1.42 |  |

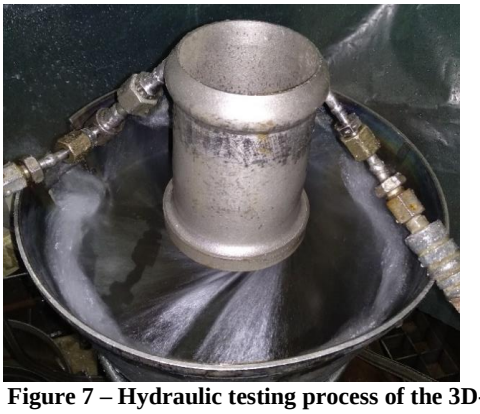


**Figure 7 – Hydraulic testing process of the 3D-printed specimen of the cylinder**

**Figure 8 – Hydraulic testing process of the 3D-printed specimen of the throat insert**

**Thrust frame**

A special form of the structural element of the thrust frame was created. Since 3D printing technology allows to obtain elements with unique properties and geometry, it was decided to carry out topological optimization of the existing thrust frame. The figure 9 shows the original design of the thrust frame.

**Figure 9 – The initial geometry of the thrust frame**

Initially, the thrust frame was a thick-walled structure milled from sheet metal. Although the thrust frame fulfills the task, it

has significant weight. Thus, the new geometry obtained by means of topological optimization methods both performs the task and reduction of weight ~ 50% takes place compared to the original one. Topologically optimized geometry of the thrust frame is shown in the Fig. 10. A photography of the printed thrust frame for attaching the LPRE chamber is shown in the Fig. 11.

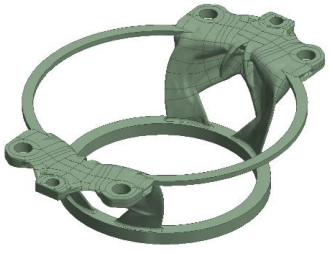


**Figure 10 – Optimized geometry of the thrust frame**

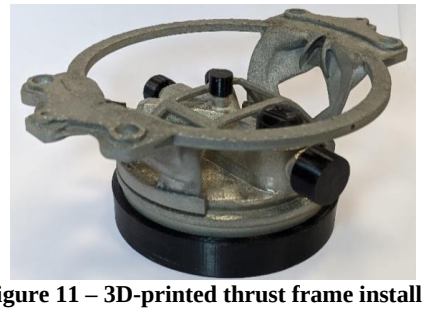


**Figure 11 – 3D-printed thrust frame installed on the mixing head**

## Scientific novelty

This work presents for the first time the results of the experimental studies of the prototypes of liquid-propellant rocket engine components manufactured with SLM (Selective Laser Melting). The features of application of the SLM manufacturing technology for LPRE components are revealed, namely:

- the determination of the main hydraulic characteristics of typical design of elements of hydraulic channels, as well as the limits of applicability of the technology within the framework of the liquid-propellant rocket engines, was studied;
- the possibility of manufacturing of the elements including hydraulic channels, was investigated: regeneratively cooled cylinders, throat inserts of a liquid-propellant engine, as well as experimental designs of film cooling rings were manufactured for this purpose;
- the possibility of producing a thrust frame, which shape was obtained by the method of topological optimization, was studied.
- the main hydraulic characteristics of the typical design of SLM-manufactured cooling channels were determined.

## Conclusion

The application of additive technologies, in particular SLM, has significant potential in the aerospace industry. Thanks to the work done, it is possible to determine the main boundaries for ensuring the minimum dimensions of acceptable hydraulic channels for the elements of liquid fuel rocket engines, successfully adapt existing technical solutions, and create parts with unique geometry and mass characteristics, which cannot be achieved using classical methods of manufacturing of liquid fuel rocket engines.

## Bibliographic references


1. Vorobey V.V., Loginov V.E. Tekhnologiya proizvodstva zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Technology of manufacturing of Liquid Rocket Engines]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2001. 496 p.;
2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigateley: uch.posobie [Theory of rocket engines. Manual]. Moscow:Mashinostroenie Publ., 1969.547p.;
3. Public analytical report on the development of new production technologies. Skolkovo: Skolkovo Institute of Science and Technology (Skoltech), 2014. 203 p.;
4. Solodovnikov A.V., Akinshin I.A., Golubyatnik V.V., Krivonogov A.V. Assessment of a liquid rocket engine concept based on innovative technologies. Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering. 2017. V. 16, no. 2. P. 127-134.;
5. Introduction to Additive Manufacturing Technology: A guide for Designer and Engineers (Brochure). 3rd Edition. EPMA. URL:

https://www.epma.com/epma-free-publications/product/download/file_id-12489 (дата обращения: 20.04.2021);

6. 3D printed acoustic igniter of oxygen-kerosene mixtures for aerospace applications//8 TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS)// DOI: 10.13009/EUCASS2019-238;

7. Attaran, M. (2017) Additive Manufacturing: The Most Promising Technology to Alter the Supply Chain and Logistics. Journal of Service Science and Management, 10, 189-205. https://doi.org/10.4236/jssm.2017.103017;

8. FlightControl Propulsion – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://flightcontrolpropulsion.com/ (дата обращения: 21.02.2021);

9. Gahun G. G., Baulin V. I., Volodin V. A. Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnyih raketnyih dvigateley: Uchebnik dlya studentov vuzov i spetsialnosti “Aviatsionnyie dvigateli i energeticheskie ustanovki” [Structure and Design of Liquid Propulsion Rocket Engines] – Moscow: Mashinostroenie, 1989. – 424p.

*Received by the Editorial Board on May 17, 2021.*

## Information about the authors

Vekilov Samir Shamsievich,
Ukraine.
Oles Honchar Dnipro National University
Post-graduate student
Area of interest – Aerospace Propulsion

Lipovskyi Volodymyr Ivanovich, Ukraine.
Oles Honchar Dnipro National University.
Associate Professor of the Department of Design and Construction.
Ph.D. in Physics and Mathematics
Area of interest – mechanics of deformed solid

Marchan Roman Anatolevich,
Ukraine.
Flight Control LLC,
Chief Technical Officer, Ph.D.
Area of interest – Aerospace Propulsion

Bondarenko Oleg Evgenevich,
Ukraine.
Oles Honchar Dnipro National University
Post-graduate student
Area of interest – mechanics of deformed solid

УДК 669.45 + 669.046.558

DOI: 10.15421/452113

# WAYS TO INCREASE PLASTICITY IN DEFORMATION OF TITANIUM ALLOYS WITH MINIMIZATION OF ENERGY COSTS

S. Polishko

*Oles Honchar Dnipro National University, 1st building of DNU, Gagarin Avenue, 72, Dnipro city, 49010, Ukraine*

**Annotation. This article dial with study, which was carried out to increase the ductility and deformability of titanium alloys BT1-0 and BT6, as well as the formation of highly plastic β-phase emissions in the microvolumes of the alloy. It was determined that the reason for the satisfactory combination of high plastic and impact characteristics with significant strength ($\sigma_в$> 800 MPa) were the following factors: the formation of a significant amount of metastable β-phase, has high plasticity and favorable morphology of the structure in the form of quasi-eutectoid, in which α -phase alternates with plastic β-layers. Research and experiments based on the new concept have proven the prospects of microalloying titanium with a non-deficient effective alloying element, iron. It also shows the real possibility of using much cheaper low-grade sponge-titanium (compared to high-purity sponge titanium) in the smelting of ingots and their processing with a decrease in energy consumption of processing processes and significant economy of titanium. Analysis of these experimental data allowed us to draw the following conclusions. With an increase in the amount of iron in the alloys of the Ti-Fe system, the yield strength and Brinell hardness naturally increased. As shown, iron "loosens" the crystal lattice of titanium and can't increase the strength of the interatomic bond. Therefore, the nature of the strengthening of titanium iron is different. It is due to the following: grinding of grain in cast and forged states under the influence of iron. It was found that the size of cast grains decreased tenfold during doping titanium alloys by iron. Thus, with increasing concentration of iron in the titanium alloys, the length of the grain boundaries, which were an obstacle to the movement of dislocations, increased sharply.**

**Keywords: TITANIUM ALLOYS, CHEMICAL COMPOSITION, STRUCTURE, PHASES, MECHANICAL CHARACTERISTICS.**

# СПОСІБИ ПІДВИЩЕННЯ ПЛАСТИЧНОСТІ ПРИ ДЕФОРМАЦІЇ ТИТАНОВІХ СПЛАВІВ З МІНІМІЗАЦІЄЮ ЕНЕРГОВИТРАТ

С.О. Полішко

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, Дніпро, Україна*

**Анотація. Проведено дослідження з підвищення пластичності і деформованості титанових сплавів ВТ1-0 і ВТ6 та формування високопластичних виділень β-фази в мікрооб'ємах сплаву. Визначено, що причиною задовільного поєднання високих пластичних і ударних властивостей зі значною міцністю ($\sigma_в$>800 МПа) були такі фактори: формування значної кількості метастабільної β-фази, яка має високу пластичність та сприятлива морфологія структури у вигляді квазіевтектоїду, при якій α-фаза чергується з пластичними β-прошарками. Дослідженнями та експериментами на базі нової концепції доведено перспективність мікролегування титану недефіцитним ефективним легуючим елементом – залізом. Також показано реальну можливість використання значно дешевшого низькосортного губчастого титану (у порівнянні з губчастим титаном високої чистоти) при виплавці зливків та обробці їх зі зниженням енергоємності технологічних процесів обробки і значною економією титану. Аналіз отриманих в статті даних дозволив зробити наступні висновки. Зі збільшенням кількості желе-за в сплавах системи Ti-Fe природно збільшуються границя плинності і твердість за Бринелем. Як показано в статті, залізо «розрихляє» кристалічну решітку титану і не може збільшити міцність міжатомного зв'язку. Тому характер зміцнення титанового заліза різноманітний. Це пов'язано з наступним: змішування зерна у литому і кованому стані під дією Fe. Установлено, що при легуванні титанових сплавів залізом розміром литих зерен зменшився в 10 разів. Таким чином, зі збільшенням концентрації заліза в титанових сплавах довжини кордону зерен, які були перешкодою для руху дислокацій, різко збільшувалися.**

**Ключові слова: ТИТАНОВІ СПЛАВИ, ХІМІЧНИЙ СКЛАД, СТРУКТУРА, ФАЗИ, МЕХАНІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ.**

©S. Polishko

# СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ПЛАСТИЧНОСТИ ПРИ ДЕФОРМАЦИИ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ С МИНИМИЗАЦИЕЙ ЭНЕРГОЗАТРАТ

С.А. Полишко

*Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, Днипро, Украина*

**Аннотация. Проведено исследование по повышению пластичности и деформируемости титановых сплавов ВТ1-0 и ВТ6, а также формирования высокопластичных выделений β-фазы в микрообъёмах сплава. Определено, что причиной удовлетворительного сочетания высоких пластических и ударных свойств со значительной прочностью (σв> 800 МПа) были следующие факторы: формирование значительного количества метастабильной β-фазы, которая обладает высокой пластичностью и благоприятной морфологией структуры в виде квазиевтектоида, при которой α-фаза чередуется с пластическими β-слоями. Исследованиями и экспериментами на базе новой концепции доказана перспективность микролегирования титана недефицитным эффективным легирующим элементом – железом. Также показана реальная возможность использования значительно более дешевого низкосортного губчатого титана (по сравнению с губчатым титаном высокой чистоты) при выплавке слитков и обработке их со снижением энергоемкости технологических процессов обработки и значительной экономией титана. Анализ полученных в статье данных позволил сделать следующие выводы. С увеличением количества железа в сплавах системы Ti-Fe естественно увеличиваются предел текучести и твердость по Бринеллю. Как показано в статье, железо «разрыхляет» кристаллическую решетку титана и не может увеличить прочность межатомной связи. Поэтому характер упрочнения титана железом различен. Это связано со следующим: измельчение зерна в литом и кованом состоянии под действием железа. Установлено, что при легировании титановых сплавов железом размер литых зерен уменьшился в 10 раз. Таким образом, с увеличением концентрации железа в титановых сплавах длина границ зерен, которые были препятствием для движения дислокаций, резко увеличивалась.**

**Ключевые слова: ТИТАНОВЫЕ СПЛАВЫ, ХИМИЧЕСКИЙ СОСТАВ, СТРУКТУРА, ФАЗЫ, МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА.**

## Introduction

The problem of increasing the ductility of titanium alloys is now more important in the world practice of titanium products. This is due to the following reasons. α- Titanium has a relatively low ductility. It is due to the fact that the α-phase has a hexagonal crystal lattice with a small number of sliding planes. It occurs in α-titanium in prismatic planes { } and only partially along the pyramidal planes { } and on the plane of the base. The implementation of plastic deformation in α -titanium is also possible by twinning. Another phase of titanium, the β-phase, has a cubic volume-centered lattice. It is ductile because it has a large number of sliding planes, like other alloys with a cubic lattice. However, to form the structure of biphasic titanium alloys with a significant volume of β-phase, it is necessary to alloy them with a significant number of β-stabilizers, such as V, Mo, Mn, Fe, Si, Cr or a neutral element, Zr. However, as shown above, some of them have a noticeable solubility not only in the β but also in the α-phase, significantly strengthening it. Therefore, it is necessary to find new solutions that would not only strengthen the α-phase and alloys, but also to form the optimal volume in the structure of the alloy, composition and strength of the β-phase. At the same time, as titanium and its alloys are increasingly used in aerospace, rocketry, submarine engineering, mechanical engineering, nuclear energy, medicine, and the oil industry, the study of its use will be relevant for a long time. In this work, studies to increase the ductility and deformability of titanium alloys VT1-0 and VT6 were performed in the study of the formation of highly plastic β-phase emissions in the microvolumes of the alloy; Previous and last three years of research have shown the possibility of forming a highly plastic β-phase in microvolumes of titanium alloy. The choice of elements of β-stabilizers for micro- and titanium doping was based on three aspects: - β-stabilizing effect of the alloying element; - influence on the characteristics of strength and ductility; - economic feasibility. It is known that iron is a stronger β-stabilizer of titanium. This is caused not only by the large difference in the sizes of Ti and Fe atoms, but also by the electronic configurations of both elements and the electronic structure of the interacting atoms. Titanium and iron are ds-elements in which,

when the d-shells are incompletely filled, the s-shells are also filled. Stable configurations of d-electrons are d0, d5, d10 [1, 2].

## Formulation of the research problem

Conduct research on Development of Methods of Increasing Plasticity During Deformation of Titanium Alloys With Minimization of Energy Costs Discussion (Problem solving). Titanium has a configuration of valence electrons d2s2, therefore stable configurations in the condensed state are d0, d5, and under normal conditions d0-states predominate. This is confirmed by the fact of high electrical resistance of titanium, which is due to the emergence of strong interelectron interaction. This is manifested in the loosening of the lattice due to the transition in the formation of d0-states of part of the valence electrons to the collectivized state. When iron atoms are introduced into the alloy in addition to titanium as a base, the energy stability of the system as a whole decreases due to a significant increase in the concentration of collectivized electrons, although the statistical weight of stable d5 and d10 states increases under the influence of iron. That is why the introduction of iron into titanium reduces the energy stability of the system of Ti-Fe alloys. In this case, Ti is the donor and Fe is the acceptor.

## Solution of the problem

As mentioned above, in addition to the β-stabilizing effect, it was necessary to establish the effect of iron on the structure and mechanical characteristics of titanium. For this purpose, a series of alloys of high-purity spongy titanium having a Brinell hardness from 900 HB to 950 HB with pure Fe powders, which were pressed into a consumable electrode (BE) in the following ratios (Tab. 1), was smelted in a 1.5 kg VDLP furnace.

Since the state of the alloy (cast, forged, rolled) can have a significant impact on the formation of phases, microstructure, characteristics, all Ti-Fe alloys were forged on bars with a diameter of 0.02 m, relieved stress by annealing at 700 ºC for 0.5 h. Then the alpha layer 1 mm deep was removed, the rod was cut into samples for the study of mechanical characteristics (five samples for tensile tests and three samples for toughness). Sections were made from the heads of bursting samples, the composition of the phases was also determined on them.

**Table 1 – Titanium alloys chemical composition**

| Alloy (for charge) | Composition Fe, % | Impurities, % | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | O | N | C | H |
| Ti-0,1 Fe | 0,11 | 0,09 | 0,03 | 0,012 | 0,005 |
| Ti-0,3 Fe | 0,33 | 0,10 | 0,03 | 0,013 | 0,003 |
| Ti-0,5 Fe | 0,48 | 0,08 | 0,02 | 0,014 | 0,004 |
| Ti-0,7 Fe | 0,73 | 0,06 | 0,03 | 0,012 | 0,003 |
| Ti-1,0 Fe | 1,02 | 0,08 | 0,02 | 0,015 | 0,004 |
| Ti-1,5 Fe | 1,56 | 0,10 | 0,02 | 0,011 | 0,004 |
| Ti-2,0 Fe | 2,42 | 0,11 | 0,03 | 0,013 | 0,004 |
| Ti-3,0 Fe | 3,03 | 0,09 | 0,03 | 0,013 | 0,005 |
| Ti-4,0 Fe | 4,10 | 0,10 | 0,04 | 0,012 | 0,004 |
| Ti-5,0 Fe | 5,04 | 0,08 | 0,03 | 0,011 | 0,004 |
| Ti-6,0 Fe | 5,90 | 0,07 | 0,03 | 0,010 | 0,003 |

Dependencies are established:

- increase in the yield strength and Brinell hardness of forged samples of Ti-Fe alloys (Fig.1) with increasing iron content;
- changes in relative elongation, relative narrowing and toughness with increasing concentration of iron in Ti-Fe alloys (Fig.2);

increasing the amount of β-phase with increasing concentration of iron in cast and forged samples of Ti-Fe alloys (Fig.3)

- increasing the tensile strength of Ti-Fe alloys with increasing the amount of β-phase in them (Fig.4);
- the relationship between the relative narrowing and the amount of β-phase in the structure of Ti-Fe alloys (Fig.5).

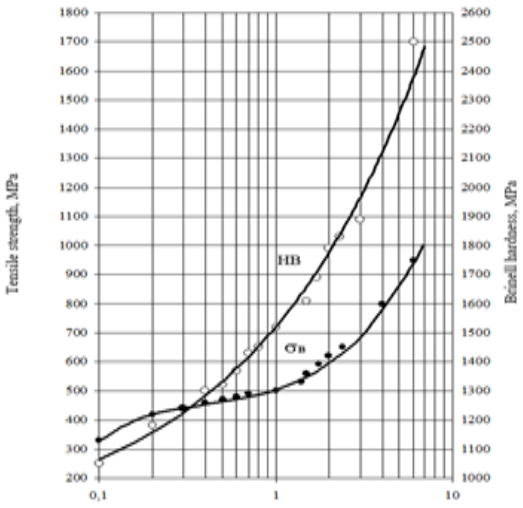



**Figure 1 - Increasing the tensile strength and hardness of forged samples of Ti-Fe alloys depending on the concentration of Fe**

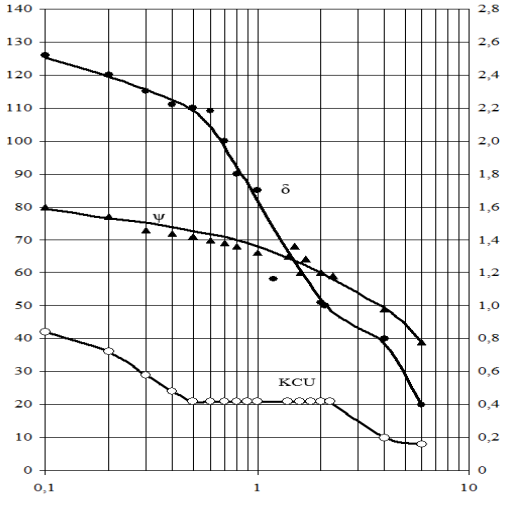



**Figure 2 - Dependence of relative elongation, relative narrowing and toughness on the concentration of iron samples of forged Ti-Fe alloys**

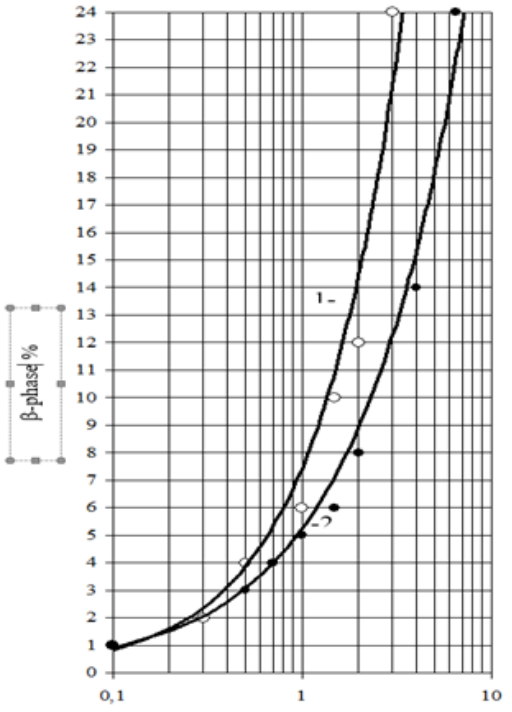



**Figure 3 - Dependence of the amount of β-phase on the concentration of iron in cast (1) and forged (2) samples of Ti-Fe alloys**

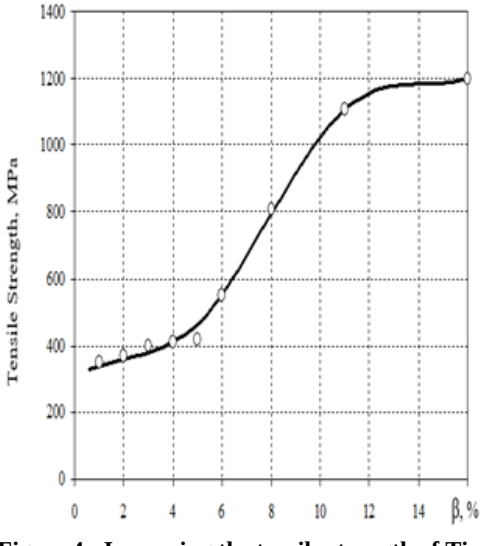



**Figure 4 - Increasing the tensile strength of Ti-Fe alloys depending on the amount of β-phase in their structure**

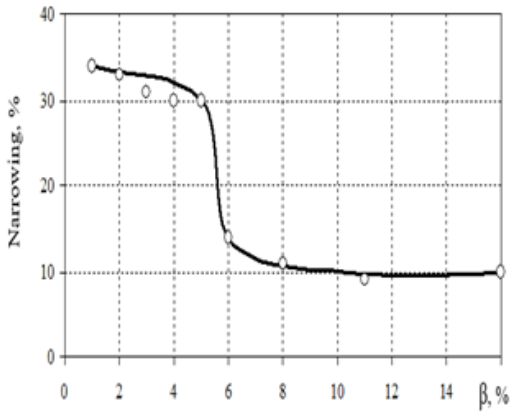



**Figure 5 - Change in the relative elongation of Ti-Fe alloys depending on the amount of β-phase in their structure**

Table 2 presents data on the change in the phase composition of Ti-Fe alloys with increasing iron concentration according to the results of X-ray phase analysis.

The tensile strength indices σв and HB increased accordingly. Thus, the mechanism of grain boundary strengthening was very significant; increasing the dispersion of the structure under the action of iron. Already in alloys containing 0.3% Fe formed a quasi-eutectoid structure α + β metastab. We have proved that the decay of the β-phase during cooling of Ti-Fe alloys did not occur in accordance with the equilibrium diagram of Ti-Fe, according to which eutectoid decay must follow the reaction: βevt → α + TiFe. In reality, the decay of the β-phase developed by a different mechanism: βevt → α + βmetastab. The peculiarity of this decay is the fact that the quasi-eutectoid appears at much lower concentrations of iron than could be expected from the state diagram of Ti-Fe. This is due to the difficulty of diffusion processes at eutectoid temperature for the following reasons:

1) low temperature of eutectoid decay (590 ºC);

2) low values of the parameters of diffusion of iron in titanium, which occurs in a solid solution of substitution;

3) significant micro-distortion of the crystal lattice due to the size factor;

4) high density of valence electrons, which increased under the influence of iron. The β-phase layers, which were isolated as a quasi-eutectoid, are a significant obstacle to the movement of dislocations, strengthening the alloy by the mechanism of "reinforcement";

5) a large difference in the sizes of Ti and Fe atoms, which causes micro-distortion of the titanium crystal lattice, which hinders the movement of dislocations and increases the strength of Ti-Fe alloys.

**Table 2 - Phase composition and change in the amount of β-phase according to X-ray phase analysis**

| Alloy | Cast condition | | Forging + annealing 700 ºC | |
|---|---|---|---|---|
| | phase | β-phase | phase | β-phase |
| Ti+0,1 % Fe | α, β | 1,0 | α, β | 1,0 |
| Ti+0,3 % Fe | α, β | 2,0 | α, β | 2.0 |
| Ti+0,5 % Fe | α, β | 3,0 | α, β | 3,0 |
| Ti+0,7 % Fe | α, β | 4,0 | α, β | 4,0 |
| Ti+1,0 % Fe | α, β | 6,0 | α, β | 5,0 |
| Ti+1,5 % Fe | α, β | 10,0 | α, β | 6,0 |
| Ti+2,0 % Fe | α, β | 13,0 | α, β | 8,0 |
| Ti+3,0 % Fe | α, β | 17,0 | α, β | 11,0 |
| Ti+4,0 % Fe | α, β | 24,0 | α, β | 14,0 |
| Ti+5,0 % Fe | α, β | 28,0 | α, β | 16,0 |

At the same time, in terms of absolute value, the characteristics of ductility (δ, ψ) and toughness, despite a significant increase in strength and hardness, remained quite high - elongation at 20% even at an iron content of 1.4%, relative narrowing was 30%, toughness - 0.8 MJ / m2. This concentration of iron corresponded to the values of strength σв> 800 MPa and hardness of 2100 HB, the amount of β-phase from 10 to 12%. The reason for the satisfactory combination of high plastic and impact characteristics with significant strength (σв> 800 MPa) were the following factors:

- formation of a significant amount of metastable β-phase, which has high plasticity;
- favorable morphology of the structure in the form of a quasi-eutectoid, in which the α-phase alternates with plastic β-layers.

Therefore, it is possible to increase the ductility of titanium alloys by forming highly plastic β-layers in the metal structure. Since α-titanium already at an iron content of 0.3% may form them in a significant amount (> 0.2%), its introduction into titanium alloys and the corresponding processing of such alloys (deformation + heat processing) under the new modes can increase the deformability of alloys. Due to the high iron content, the titanium alloy can be deformed at lower temperatures, because iron significantly reduces the temperature range of the β-phase (up to t <590 ºC). We have made assumptions about the possibility of using low-grade spongy titanium as a charge in the smelting of titanium alloy with high iron content with the addition of substandard waste. Spongy titanium for smelting an experimental ingot with a high iron content was taken from the contaminated metal of the bottoms of the titanium block. For this purpose, the coarse laboratory ingot was first smelted in a vacuum-arc method with double remelting. Its chemical composition is given in fig. 6.

The ingot was forged on a billet for rolling and on a semi-industrial state duo "210" was rolled from one heating (890 ºC) with a total compression of 80% when transferring the roll manually through the upper roll. A similar workpiece was deformed in the same state by hot rolling (from 600 to 700 ºC) with ε = 69% for six passes to a sheet thickness of 5 mm. After annealing in air at 700 ºC for 0.5 h, the sheet was subjected to alkaline-acid etching followed by short-term (0.5 h) vacuum annealing. The mechanical characteristics of titanium alloy with high iron and oxygen content are given in fig.7.

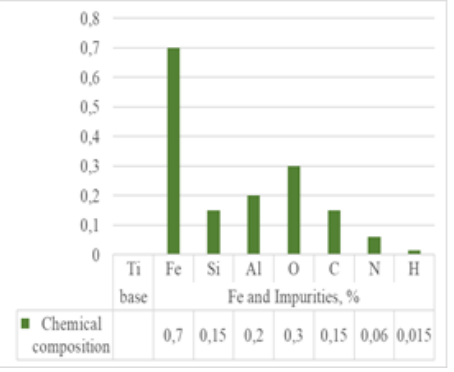



**Figure 6 – Chemical composition of the experimental ingot**

In the process of hot, warm and even cold rolling (with a total deformation of 77.5% for four passes with one intermediate annealing at 700 ºC for 0.5 h) the alloy showed an excellent ability to deform due to the presence in its structure from 4 to 5% highly ductile β-phase in the form of layers between α-plates.

The mechanical properties of the Ti-0.7Fe alloy were at the level of doped Al and Mn pseudo α-alloy OT4-1 (σв - 680 MPa, σт - 500 MPa, δ - 15%).

One of the blanks was rolled first by warm and then cold rolling with intermediate heating to 700 ºC for 0.5 h in foil 0.12 mm thick.

Previous semi-industrial experiments allowed to realize industrial smelting of ingots weighing 0.7 tons by double vacuum-arc remelting, forging and rolling by standard technologies into rods with a diameter of 0.02, 0.04 and 0.06 m and sheets with a thickness of 5 mm. The chemical composition of ingots is given in Fig 8.

The mechanical properties of rods with a diameter of 0.02 mm in comparison with the characteristics of technical titanium brand VT1-0 mass production are if fig. 9.

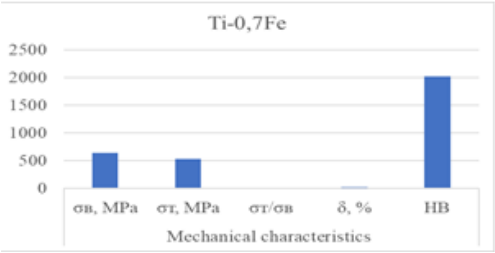



**Figure 7 - Mechanical characteristics of titanium alloy Ti-0.7Fe after hot rolling and annealing**

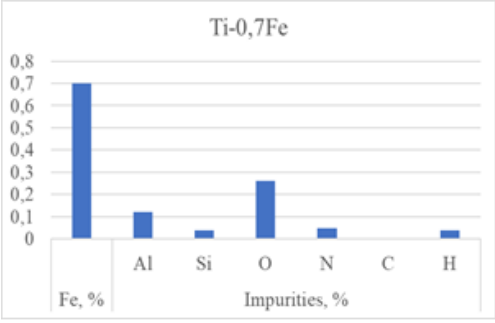



**Figure 8 - Chemical composition of the industrial alloy Ti-0,7Fe**

Rolling ingot from Ti-0,7Fe alloy was performed at lower temperatures (beginning at 1000 ºC instead of 1050 ºC, ending at 700 ºC instead of 750 ºC). The difference of 50 ºC when heated gives significant energy savings. It is established that the high ductility of the industrial alloy Ti-0.7Fe is due to the formation of highly plastic β-layers enriched in iron (Fig.10).

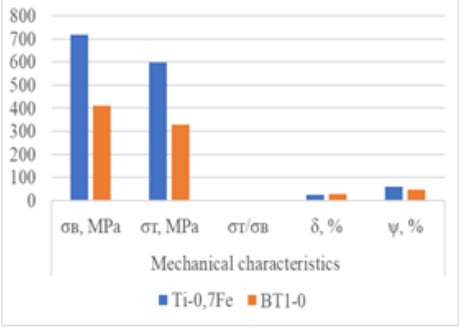



**Figure 9 - Mechanical properties of bars of alloys Ti-0,7Fe and VT1-0**

**Figure 10 - Microstructure of rolled industrial sample ingot of Ti-0,7Fe alloy with β-layers between α-plates, x2000**

Numerical experiments with testing of high ductility and deformability of alloys doped with iron allowed to protect Ti-Fe alloys with security documents [3]. To increase the corrosion resistance of Ti-Fe alloys, they were additionally microalloyed [4].

Research and experiments based on the new concept have proven the viability of titanium microalloying with a non-deficient effective alloying element, iron. It also shows the real possibility of using much cheaper low-grade spongy titanium (compared to high-purity spongy titanium) in the smelting of ingots and their processing with reduced energy consumption of processing processes and significant savings of titanium [5].

**Scientific novelty**

The main scientific novelty of the research results, technologies for production and processing of titanium alloys VT1-0 and VT6 (EPPE) was as follows:

- smelting of massive (2.2 and 1.1 tons) EPPE ingots by the method of JSC "Electron Beam Metallurgy Plant" from one remelting;
- obtaining high-purity alloys for impurities with a homogeneous fine-grained macrostructure and a microstructure of high dispersion, with shifted critical points of phase transitions towards lower temperatures;
- increase the ductility of both alloys by 24% and significantly improve the deformability of alloys;

- creation of an original scheme of pressure processing of large massive ingots of alloys VT1-0 and VT6 on the existing equipment for deformation of ferrous metals in two different industries;

- development of energy- and resource-saving temperature-time regimes and technologies of deformation and heat processing, which provided higher mechanical properties (σв, δ, ψ, KCU) of finished products from two titanium alloys of electron beam smelting in comparison with serial alloys of vacuum-arc remelting.

## Conclusions

Analysis of these experimental data allowed us to draw the following conclusions.

With an increase in the amount of iron in the alloys of the Ti-Fe system, the yield strength and Brinell hardness naturally increased.

As shown above, iron "loosens" the crystal lattice of titanium and can not increase the strength of the interatomic bond. Therefore, the nature of the strengthening of titanium iron is different. It is due to the following:

- grinding of grain in cast and forged states under the influence of iron. It was found that the size of cast grains decreased tenfold during doping titanium iron. Thus, with increasing concentration of iron in titanium, the length of the grain boundaries, which were an obstacle to the movement of dislocations, increased sharply.

The development of modes of heating under deformation and heat processing is carried out taking into account comprehensive research on gas saturation of compact titanium and titanium powders of different production methods.

## Bibliographic references


1. Самсонов Г.В. Конфигурационная модель вещества. - Киев: Изд-во Наукова думка, 1971. 315 с.
2. Корнилов И. И. Титан. - М.: Наука, 1975. 306 с.
3. Деклараційний патент 71466 А Україна, МПК С22С14/00 Титановий сплав / О.М. Шаповалова, О.В. Шаповалов, Т.І Івченко. Опубл.15.11.2004 // Бюл. № 11.
4. Патон Б.Е. Электронно-лучевая плавка. – К.: Изд-во Наукова думка, 1997. 263 с.
5. Теоретичні основи керованого структуроутворення сплавів для підвищення їх властивостей шляхом бробки розплавів спеціальними модифікаторами з енергозбереженням: 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.


*Надійшла до редколегії 29.03.2021*

## Authors information

Serhii Polishko, Ukraine
Oles Honchar Dnipro National University.
Associate Professor of Manufacturing Technology, PhD, Senior Researcher.
Area of interest - steels and alloys modification

УДК 621.791.725

DOI: 10.15421/452114

# АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ТА ПЕРСПЕКТИВИ ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДУ БЛАСТІНГУ ПРИ ЧИСТОВІЙ ОБРОБЦІ ЗАКРИТИХ ЛОПАТОК МОНОКОЛІС ТУРБІН, ВИГОТОВЛЕНИХАДИТИВНИМ МЕТОДОМ ЗА ТЕХНОЛОГІЄЮ SLM

Ю. А. Шашко[1,3] , С. В. Аджамський[2], С. В. Казеев[3],
А. Ф. Санін[1],О. В. Кулик[1]

*[1]Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, просп. Гагаріна, 72, Дніпро, Україна*

*[2]Additive Laser Technology of Ukraine,вул. Сергія Подолинського, 31, офіс 202, Дніпро, Україна*

*[3]Flight Control Propulsion, просп. Гагаріна, 115, Дніпро, Україна*

**Анотація. Впровадження тривимірного друку - важливий етап у розвитку ракетно-космічної галузі. Адитивне виробництво розглядається, як альтернатива традиційним методам обробки таким як фрезерування, штампування і лиття. Результати даної роботи були отримані експериментально та можуть бути використані у розробці реальних технологічних процесів на підприємстві. Адитивні технології дозволяють спростити та прискорити процес виготовлення, однак актуальною залишається проблема забезпечення необхідної якості та шорсткості оброблюваної поверхні лопаток. Причиною цьому є ускладнений, а в деяких випадках – неможливий доступ традиційного різального інструменту, наприклад, кінцевих або сферичних фрез. У даній статті наведені результати науково-аналітичної та експериментальної роботи, головними завданням якої була оцінка можливостей та перспектив використання існуючих методів чистової обробки моноколіс закритого типу, виготовлених методом 3D-друку за технологією SLM (Selective Laser Melting– селективне лазерне плавлення.) У ході роботи вирішувалося питання про можливість застосування методу бластінг для отримання необхідної якості поверхонь та форми робочого профілю лопаток.Об'єктом дослідження є обробка поверхні робочого колеса турбінизакритого типу (з бандажем). Даний тип конструкції є найбільш раціональним з точки зору конструктивної міцності, технологічності газодинамічних характеристик та володіє вищим рівнем ККД в порівнянні з турбінами відкритого типу. Дана робота є актуальним завданням для пошуку перспективних та альтернативних методів обробки поверхонь лопаток закритих турбін отриманих адитивним методом.**

**Ключові слова: ШОРСТКІСТЬ, БЛАСТІНГ, 3D-ДРУК, АДИТИВНІ ТЕХНОЛОГІЇ, РОБОЧЕ КОЛЕСО.**

# АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДА БЛАСТИНГА ПРИ ЧИСТОВОЙ ОБРАБОТКЕ ЗАКРЫТЫХ ЛОПАТОК МОНОКОЛЕС ТУРБИН, ИЗГОТОВЛЕННЫХ АДДИТИВНЫМ МЕТОДОМ ПО ТЕХНОЛОГИИ SLM.

Ю. А. Шашко[1,3], С. В. Аджамский[2], С. В. Казеев[3],
А. Ф. Санин[1],А. В. Кулик[1]

*[1]Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, просп. Гагарина, 72, Днепр, Украина*

*[2]Additive Laser Technology of Ukraine, ул. Сергея Подолинского, 31, офис 202, Днепр, Украина*

*[3]Flight Control Propulsion, просп. Гагарина, 115, Днепр, Украина*

**Аннотация. Внедрение трехмерной печати - важный этап в развитии ракетно-космической отрасли. Аддитивное производство рассматривается как альтернатива традиционным методам обработки, таким как фрезеровка, штамповка и литье. Результаты данной работы были получены экспериментально и могут быть использованы в разработке реальных технологических процессов на предприятии. Аддитивные технологии позволяют упростить и ускорить процесс изготовления, однако актуальной остается проблема обеспечения необходимого качества и шероховатости обрабатываемой поверхности лопаток. Причиной этому является осложненный, а в некоторых случаях– невозможный доступ традиционного инструмента, например, конечных или сферических фрез. В данной статье приведены результаты научно-аналитической и экспериментальной работы, главной задачей которой была оценка возможностей и перспектив использования существующих методов чистовой обработки моноколес закрытого типа, изготовленных методом 3D-печати по технологии SLM (Selective Laser Melting -**



© Ю. А. Шашко, С. В. Аджамський, С. В. Казеев, А. Ф. Санін, О. В. Кулик

**селективное лазерное плавление). В ходе работы решался вопрос о возможности применения такого метода какбластинг для получения требуемого качества поверхностей и формы рабочего профиля лопаток. Объектом исследования является обработка рабочего колесатурбинызакрытого типа (с бандажом). Данный тип конструкции является наиболее рациональным с точки зрения конструктивной прочности, технологичности газодинамических характеристик и обладает высоким уровнем КПД по сравнению с турбинами открытого типа. Данная работа является актуальной задачей для поиска перспективных и альтернативных методов обработки поверхностей лопаток закрытых турбин полученных аддитивным методом.**
**Ключевые слова: ШЕРОХОВАТОСТЬ, БЛАСТИНГ, 3D-ПЕЧАТЬ, АДДИТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, РАБОЧЕЕ КОЛЕСО.**

# ANALYSIS OF THE POSSIBILITY AND PROSPECTS OF USING THE BLASTING METHOD FOR CLEANING THE CLOSED BLADES OF TURBINE MONO WHEELS MANUFACTURED BY THE ADDITIVE METHOD OF THE SLM TECHNOLOGY

Yu. Shashko[1,3], S. Adjamskiy[2], S. Kazeev[3],
A. Sanin[1], O. Kulyk[1]
*[1]Dneprovsk National University named after Oles Honchar, prosp. Gagarin, 72, Dnipro, Ukraine*
*[2]Additive Laser Technology of Ukraine, st. Sergei Podolinsky, 31, office 202, Dnipro, Ukraine*
*[3]Flight Control Propulsion, Gagarin Ave., 115, Dnipro, Ukraine*

**Abstract. The introduction of three-dimensional printing is an important stage in the development of the rocket and space industry. Additive production is considered as an alternative to traditional processing methods such as milling, stamping and casting. The results of this work were obtained experimentally and can be used in the development of real technological processes in the enterprise. Additive technologies allow to simplify and speed up the manufacturing process, but the problem of ensuring the required quality and roughness of the treated surface of the blades remains relevant. The reason for this is the difficult, and in some cases impossible, access to traditional cutting tools, such as end or spherical cutters. This article presents the results of scientific-analytical and experimental work, the main task of which was to assess the possibilities and prospects of using existing methods of finishing closed-type monocycles made by 3D-printing using SLM technology (Selective Laser Melting).The question of the possibility of using the blasting method to obtain the required surface quality and shape of the working profile of the blades was addressed. The object of the study is the surface treatment of the impeller of a closed type turbine (with a bandage). This type of construction is the most rational in terms of structural strength, manufacturability of gas-dynamic characteristics and has a higher level of efficiency compared to open-type turbines. This work is an urgent task for finding promising and alternative methods of surface treatment of closed turbine blades obtained by the additive method.**
**Keywords: ROUGHNESS, BLASTING, 3D PRINTING, ADDITIVE TECHNOLOGIES, IMPELLER**.

## Вступ

Не дивлячись на переваги адитивних технологій, залишається проблема шорсткості поверхонь, особливо нависаючих елементів деталей таких, як перо лопатки. В роботі [1] в результаті дослідження було виявлено, що шорсткість поверхні залежить від її положення в робочому просторі при друкові та не залежить від форми. Найменшу шорсткість вдалося отримати на вертикальних поверхнях - $R_a$ = 1,6...2,5. Чим більше поверхня відхиляється від вертикалі, тим більша шорсткість. На горизонтальних поверхнях вона може досягати до $R_z$ = 40...50. Необхідна шорсткість лопаток для забезпечення надійної роботи турбіни та необхідних характеристик становить $R_a$ 0,63.

Автором роботи [2] було зазначено, що від шорсткості поверхні залежить якість наступних операцій, таких як: термічна обробка, нанесення захисних плівок та покриттів, тощо.

Тому забезпечення належної якості поверхонь закритих лопаток залишається актуальною проблемою по причині ускладненого, а інколи – неможливого доступу інструменту до оброблюваної поверхні.

Для сприяння розвитку технологій у сучасному ракетобудуванні, підвищення

якості та точності виробництва турбін турбонасосних агрегатів важливим завданням є пошук нових та вдосконалення існуючих технологічних рішень для виготовлення подібних деталей з високою якістю поверхні.

**Постановка задачі дослідження**

Завданням даної статті є експериментальне дослідження можливості та особливості застосування методу бластінгу, в якості проміжної операції, при чистовій обробці лопаток турбіни закритого типу (з бандажем), з метою зниження шорсткості та покращення якості робочої поверхні.

Об'єктом дослідженняє процес обробкисегменту робочого колеса турбіни із нікелевого сплавів Inconel 718 (аналог ХН45МВТЮБР), щоє ключовим елементом турбонасосного агрегату. Сектор деталі типу «моноколесо» турбіни за допомогою адитивної технології методом SLM зображено на рис.1.

**Рисунок 1 –Сегментмоноколеса турбіни, виготовленого за технологією SLM**

Як видно на рис. 1, структура поверхні деталі одразу після друку зерниста та має високу шорсткість, що відповідає значенню 2-3кл. Обробка деталей подібного профілю традиційними методами, такими, як фрезерування, галтування, шліфування та полірування ускладнені через неможливість доступу інструменту до оброблюваних поверхонь.

Враховуючи особливості конструкції моноколеса закритого типу, складність доступу інструменту до закритих поверхонь та особливості оброблюваного матеріалу, ціллю роботи є пошук та експериментальне випробування найбільш оптимального методу для забезпечення кінцевої якості поверхні – бластінгу, визначення режиму та кінцевої шорсткості поверхні лопатки після однократної обробки.

**Вирішення задачі**

Робоче колесо турбіни є ключовим елементом ТНА що експлуатуються при високотемпературних навантаженнях в середовищі корозійно-активних газів.

При конструюванні дисків турбін велика увага приділяється раціональному способу кріплення лопаток з урахуванням конструктивної міцності та технологічності конструкції.

Найбільш оптимальним типом конструкції, з точки зору конструктивної міцності та маси є моноколесо закритого типу. Традиційно виготовлення таких деталей забезпечується використанням освоєних наукомістких технологій таких як лиття під тиском або за моделями що витоплюються. В умовах одиничного та дрібносерійного виробництва широкого застосування у ракетно-космічній галузі набувають адитивні технології, можливості яких дозволяють виготовляти моноколеса турбін закритого типу з жаростійких сплавів на основі нікелю Inconel 718, Inconel 625, сплавів титану, жароміцних сталей, тощо. Адитивні технології дозволяють спростити та прискорити процес виготовлення однак актуальною залишається проблема забезпечення необхідної шорсткості та точності оброблюваної поверхні лопаток [3].

У ході робіт було прийнято рішення застосувати методбластінгу на робочих зразках – частинах надрукованих сегментів робочого колеса. Зовнішній вигляд зразка та його поверхні наведений на рис. 2.

Сода – бластінг – це метод очищення поверхонь з використанням в якості абразиву бікарбонату натрію$NaHCO_3$, що подаються під тиском за допомогою стисненого повітря в камері струменевого очищення. Технологія подібна традиційній піскоструменевій обробці, вона має істотну перевагу при обробці поверхонь, не завдаючи шкоди оброблюваної поверхні і з повною безпекою для здоров'я людини і для

навколишнього середовища. Бікарбонат натрію є водорозчинним і екологічно безпечним.

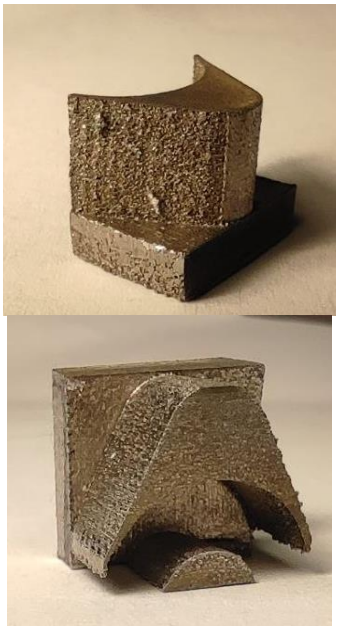


**Рисунок 2– Зовнішній вигляд зразка та його поверхні після друку**

Технологія м'якого бластінгу легко видаляє фарбу, жир, нафту, масло, клей, поверхневу корозію різноманітних металів, сплавів, пластмас і з'єднань без пошкодження поверхні. Цей метод обробки настільки ефективний, що в змозі видалити практично будь-яке забруднення з будь-якого виду поверхонь.

Сфера застосування м'якого бластінгу досить широка – такий спосіб підготовки поверхонь використовується в багатьох галузях промисловості і в побуті. Так-як дана технологія не пошкоджує оброблювані поверхні, використовувати її можна для підготовки металів під покриття, фарбування, знежирення, покращення морфології поверхні та розгладження мікронерівностей [4].

Переваги технологіїбластінгу:

- Швидкий і ефективний метод
- Екологічно чиста технологія - процес очищення відбувається без використання будь-яких хімічних розчинів. Застосовуваний в якості абразиву бікарбонат натрію легко розчиняється у воді і не має негативного впливу на навколишнє середовище.
- Низька вартість - завдяки низькій, вартість обробки мінімальна.

Технологічні складові бластінг – обробки: очищення, підготовка, активація поверхонь під покриття. До бластінгу (таабразивно-струменевої обробки в цілому) відносяться такі його умовні технологічні складові як очищення, підготовка, обробка та декорування поверхонь, поверхневе зміцнення, тощо.

Бластінг – підготовка полягає в абразивно-струменевій обробці і очищенню поверхні від старих покриттів, окислення або іржі, окалини, цвілі, забруднень і т.п. непотрібних і зайвих матеріалів з метою підготовки цієї поверхні до подальшого нанесення захисних або лакофарбових покриттів і т.д. Ключовим моментом в цьому виді бластінгу, який вирізняє його від простих,бластінг – очищення або бластінг – обробки, є «підготовка», хоча бластінг – підготовка при цьому і використовує очищення. При підготовці поверхонь бластінг зазвичай керуються ISO 8501-1, ГОСТ 9.402 та іншою НТД прикладного характеру, де визначаються і розглядаються ступенізабруднення, окислення, підготовки поверхонь та інші моменти.

Бластінг – очищення не обов’язково супроводжує мету підготовки поверхні до нанесення покриттів, а тільки лише поліпшення зовнішнього вигляду і поверхневих характеристик виробу шляхом видалення зайвих поверхневих плівок [5,6].

Отже, задля покращення поверхні зразків був застосований бластінггідрокарбонатом натрію (содою). Режим обробки наведений у табл. 1.

**Таблиця 1 – Режим обробки зразка**

| Показник | Значення |
|---|---|
| Тиск | 11 атм. |
| Час обробки | 10-13 сек. |
| Ø сопла | 4 мм. |
| Øсопла-контактера | 6,5 мм. |
| Склад струменя | Гідрокарбонатнатрію +повітря |

## Опис технології

Частинки соди подаються під тиском у суміші зі стисненим повітрям на поверхню деталі. При зіткненні мікрочастинок соди з оброблюваною поверхнею відбувається не зрізання мікровиступів матеріалу а їх «м'яке» згладжування внаслідок знижується шорсткість.За рахунок низької абразивності такий процес обробки не завдає пошкоджень поверхні. Залежно від форми поверхні, оператор визначає тривалість та інтенсивність обробки періодично порівнюючи оброблювану поверхню з еталонним зразком.

Морфологія поверхні після обробки наведена на рис.3.

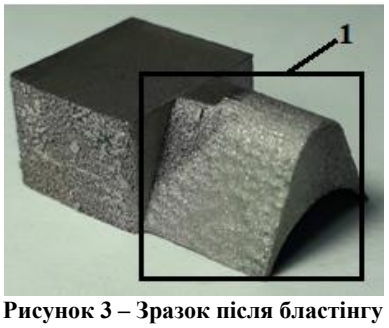



**Рисунок 3 – Зразок після бластінгу**
**1. Зона обробки зразка**

Як видно на рис.3, після обробки на перах зразків було досягнуто зниження шорсткості до 4 класу.

## Наукова новизна

В результаті експериментального дослідження на зразках зі сплавуInconel 718, авторами показана можливість використання бластінгу при чистовій обробці робочих поверхонь закритих лопаток турбіни. Даний метод характеризується простотою процесу, відсутньою необхідністю високої кваліфікації працівників, використанням нескладного обладнання та доступних матеріалів.

## Практичне значення одержаних результатів

Запропонований режим обробки був впроваджений в експериментальний технологічний процес чистової обробки закритих лопаток «моноколіс» та має широкі перспективи для подальшого впровадження на виробництві при виготовленні подібних деталей.

## Висновки

У результаті експериментальної обробки зразка була знижена шорсткість робочої поверхні до 4 класу. Це є доказом того, що метод бластінгу може використовуватися не тільки для очищення поверхні, але і для покращення її морфології після друку, гнучкого коригування шорсткості та активації поверхні під покриття жаротривкими сумішами.

У наступних роботах практично буде вирішуватись питання багатоступеневого бластінгу та підбір режиму для різних станів матеріалу зразка для більш широкого застосування даного методу при виробництві деталей ракетно-космічної техніки.

## Бібліографічні посилання


1. Горбатов И.В. Орлов Ю. А., Антюфев В. А., Тельгерекова Т. В., Орлова Н. Ю. Определение геометрической точности и шероховатости поверхности малогабаритных деталей круглого и квадратного сечения, получаемых в зависимости от расположения в рабочем пространстве принтера по технологии селективного лазерного плавления из стали марки 12Х18Н10Т: Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей», №1, 2019.С. 59-67.
2. Anna Rudawska. Surface Treatment in Bonding Technology. Product Copyright: Faculty of Mechanical Engineering, Lublin University of Technology, Lublin, Poland. 2019. С. 284.doi 10.1016/C2018-0-01281-5
3. Воробей В.В., Логинов В.Е. Технология производства жидкостных ракетных двигателей: учебник: М.:Изд-во МАИ, 2001. 496 с.
4. Елизаров Д. Б., Полянский С.Н., Бутаков С.В. Применение струйных технологий в производстве. Инновационные технологии в науке и образовании: материалы VII Междунар.

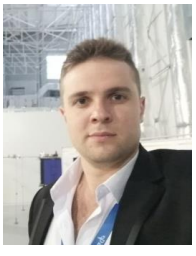
науч.-практ. конф. (Чебоксары, 24 июля 2016 г.). редкол.: О.Н. Широков [и др.].Чебоксары.2016. С. 180-182

5. Бластинг: Гид по высокоэффективной абразивоструйной очистке: Екатеринбург: ООО «ИД „Оригами“. 2007. 216 с.

6. Andreas W. Blasting and Coating of Steel Structures: Germany. 2018. 205с. DOI10.1016/B978-1-85617-395-7.X5000-8.

*Надійшла до редколегії 04.08.2021р*

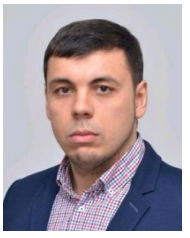
## Відомості про авторів



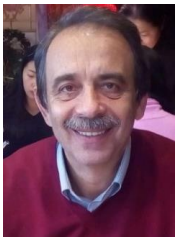
Шашко Юрій Анатолійович. Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара.
Аспірант кафедри технології виробництва; інженер технолог «Flight Control Propulsion»
Сфера інтересів- технології виробництва літальних апаратів, адитивні технології

Казеев Сергій Володимирович.
Україна .«FlightControl Propulsion»; головний технолог
Сфера інтересів – технології машинобудування

Кулик Олексій Володимирович. Україна. Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара. Кандидат технічних наук. Доцент кафедри технології виробництва
Сфера інтересів- технології виробництва літальних апаратів, аерокосмічна техніка



Аджамський Сергій Вікторович.
Україна
LLC «Additive Laser Technology of Ukraine»; технічний директор
Сфера інтересів- адитивні технології



Санін Анатолій Федорович. Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри технології виробництва.
Сфера інтересів- технології виробництва літальних апаратів, порошкова металургія

УДК 629.78

DOI: 10.15421/452115

# БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Е. А. Скидан, А. М. Кулабухов

*Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина 72, г. Днепр, 49010, Украина*

**Аннотация. Предложен блок управления и методическое обеспечение испытательного стенда. Заданием стенда является имитация изменения магнитного поля Земли при движении КА по орбите для отработки алгоритмов работы системы угловой ориентации и стабилизации космического аппарата. В статье приведена модель магнитного поля Земли, а также матрицы перехода в оскулирующую систему координат. В статье описан расчет управляющих токов для поддержания нужного количества ампер-витков, алгоритм управления включающий в себя 2 ПИД регулятора, а также описана структурная схема блока управления. Блок управления имеет защиту по превышению тока и напряжения, а также защиту от короткого замыкания. Для повышения точности поддержания нужной напряженности магнитного поля реализован алгоритм, использующий датчики тока и трехосевой магнитометр, который устанавливается в центр системы колец Гельмгольца. Для управления реализован стандартный интерфейс USB, для подключения к персональному компьютеру. Выходные каскады блока управления реализованы по схеме Н-моста. Блок управления имеет шесть независимых канала управления, которые имеют одинаковые технические характеристики. Интерфейс программного обеспечения численно и графически показывает величину магнитного поля по трем осям. Также интерфейс показывает величину тока в катушках и поправочные коэффициенты ПИД-регулятора, а также входные значения напряженности поля модели магнитного поля Земли, которую можно загрузить в программу кликнув кнопку «загрузить модель». Программное обеспечение позволяет управлять блоком управления в ручном и в автоматическом режиме, используя модель магнитного поля Земли, тем самым имитируя магнитное поле учитывая характер движения космического аппарата, что позволяет более точно определить характеристики системы угловой ориентации и стабилизации.**

**Ключевые слова: СТЕНД, СИСТЕМА КООРДИНАТ, КОЛЬЦА ГЕЛЬМГОЛЬЦА, НАПРЯЖЕННОСТЬ ПОЛЯ, МАГНИТНОЕ ПОЛЕ, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ.**

# БЛОК КЕРУВАННЯ ВИПРОБУВАЛЬНОГО СТЕНДУ ЕЛЕКТРОМАГНІТНИХ СИСТЕМ ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Є. О. Скидан, А. М. Кулабухов

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, м Дніпро, 49010, Україна*

**Анотація. Запропоновано блок управління і методичне забезпечення випробувального стенду. Завданням стенду є імітація зміни магнітного поля Землі під час руху КА по орбіті для відпрацювання алгоритмів роботи системи кутової орієнтації і стабілізації космічного апарату. У статті наведено модель магнітного поля Землі, а також матриці переходу в оскулюючу систему координат. У статті описаний розрахунок керуючих струмів для підтримки потрібної кількості ампер-витків, алгоритм управління включає в себе 2 ПІД регулятора, а також описана структурна схема блоку управління. Блок управління має захист по перевищенню струму і напруги, а також захист від короткого замикання. Для підвищення точності підтримки потрібної напруженості магнітного поля реалізований алгоритм, який використовує датчики струму і трьохвісьовий магнітометр, який встановлюється в центр системи кілець Гельмгольца. Для управління реалізований стандартний інтерфейс USB, для підключення до персонального комп'ютера. Вихідні каскади блоку управління реалізовані за схемою Н-моста. Блок управління має шість незалежних каналу управління, які мають однакові технічні характеристики. Інтерфейс програмного забезпечення чисельно і графічно показує величину магнітного поля по трьох осях. Також інтерфейс показує величину струму в котушках і поправочні коефіцієнти ПІД-регулятора, а також вхідні значення напруженості поля**

© Е. А. Скидан, А. М. Кулабухов

моделі магнітного поля Землі, яку можна завантажити в програму клікнувши кнопку «завантажити модель». Програмне забезпечення дозволяє управляти блоком управління в ручному і в автоматичному режимі, використовуючи модель магнітного поля Землі, тим самим імітуючи магнітне поле з огляду на характер руху космічного апарату, що дозволяє більш точно визначити характеристики системи кутової орієнтації і стабілізації.
**Ключові слова: СТЕНД, СИСТЕМА КООРДИНАТ, кільця Гельмгольца, НАПРУЖЕНІСТЬ ПОЛЯ, Магнітне поле, КОСМІЧНИЙ АПАРАТ.**

# CONTROL UNIT OF TEST BENCH FOR ELECTROMAGNETIC ORIENTATION AND STABILIZATION OF SPACECRAFT

E. Skidan, A. Kulabukhov

*Oles Gonchar Dnipro National University, 72 Gagarina Ave., Dnipro, 49010, Ukraine*

**Abstract. The control unit and methodical support of the test bench are offered. The task of the stand is to simulate the change of the Earth's magnetic field during the movement of the spacecraft in orbit to test the algorithms of the angular orientation system and stabilize the spacecraft. The article presents a model of the Earth's magnetic field, as well as the matrix of the transition to the oscillating coordinate system. The article describes the calculation of control currents to maintain the required number of ampere-turns, the control algorithm includes 2 PID controllers, and describes the block diagram of the control unit. The control unit has overcurrent and voltage protection, as well as short-circuit protection. To increase the accuracy of maintaining the desired magnetic field strength, an algorithm is implemented that uses current sensors and a three-axis magnetometer, which is installed in the center of the Helmholtz ring system. For management the standard USB interface, for connection to the personal computer is implemented. The output stages of the control unit are implemented according to the H-bridge scheme. The control unit has six independent control channels that have the same technical characteristics. The software interface numerically and graphically shows the magnitude of the magnetic field along three axes. The interface also shows the amount of current in the coils and the correction factors of the PID controller, as well as the input values of the field strength of the model of the Earth's magnetic field, which can be downloaded into the program by clicking "download model". The software allows you to control the control unit in manual and automatic mode, using the model of the Earth's magnetic field, thereby simulating the magnetic field given the nature of the spacecraft, which allows you to more accurately determine the characteristics of angular orientation and stabilization.**
**Keywords: STAND, COORDINATE SYSTEM, HELMHOLTZ RINGS, FIELD STRENGTH, MAGNETIC FIELD, SPACECRAFT.**

## Введение

Для подтверждения характеристик систем угловой ориентации и стабилизации (СУОС) (точность отработки по углу, угловой скорости и время поворотов на заданные углы) необходимо проводить испытания СУОС в наземных условиях используя испытательную аппаратуру генерирующую магнитное поле заданной величины и направления. Таким оборудованием выступает система колец Гельмгольца, включающая в себя стенд с подвесом и блок управления катушками.

## Постановка задачи исследований

Цель работы – разработка методического обеспечения испытательного стенда, для космических аппаратов который позволит имитировать изменения магнитного поля Земли в процессе полета.

## Решение задачи

Для создания однородного магнитного поля в наземных условиях используется система колец Гельмгольца, состоящая из трех взаимно перпендикулярных пар катушек.

В качестве модели управления используется выражение потенциала магнитного поля Земли:

$$V = R\sum_{n=1}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\left(\frac{R}{r}\right)^{n+1}(g_n^m\cos m\varphi + h_n^m\sin m\varphi)P_n^m(\cos\theta) \quad (1)$$

где $R$ – радиус Земли;

$r$ – расстояние от данной точки поля до центра Земли;

$\theta$ – угол между радиус– вектором точки и осью вращения Земли;

$\varphi$ – восточная долгота;

$P_n^m(\cos\theta)$ – присоединенные полиномы Лежандра степени $n$ порядка $m$ ;

$g_n^m$ и $h_n^m$ – коэффициенты модели, определяемые по магнитным данным, измеренным на земной поверхности.

Для вычисления вектора МПЗ в месте положения КА на орбите выполним переход в звездную геоцентрическую систему координат:

$$R_S = \begin{bmatrix} \cos S & \sin S & 0 \\ -\sin S & \cos S & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad (2)$$

$S$ – значение гринвичского звездного времени в эпоху $t$.

Для вычисления магнитной индукции в месте положения КА в определенный момент времени выполним переход в оскулирующую систему координат:

$$C_{ij} = \begin{bmatrix} A & B & \sin i \sin \Omega \\ C & D & -\sin i \cos \Omega \\ \cos u \ \sin i & \sin u \sin i & \cos i \end{bmatrix},$$

где $A = \sin u \cos \Omega - \cos u \sin \Omega \sin i$;
$B = \cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i$;
$C = \sin u \sin \Omega + \cos u \cos \Omega \cos i$;
$D = \cos u \sin \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i$.

Используя значения векторов магнитной индукции в определенный момент времени возможно создание магнитного поля в наземных условиях с помощью блока управления.

Рассмотрим задачу создания блока управления с использованием системы колец Гельмгольца, включающих в себя токовые катушки для обеспечения однородного магнитного поля заданной величины по трем осям. Блок управления должен иметь возможность ручного и автоматического управления величины и направления вектора магнитного поля, а также имитацию магнитного поля по модели магнитного поля Земли.

**Расчет управляющих токов**

Предлагаемая геометрическая конфигурация катушек состоит из трех пар катушек с взаимно перпендикулярными осями. Геометрическая конфигурация катушек показана на рис. 1

**Рисунок 1 – Геометрическая конфигурация катушек**

Чтобы изменять направление и модуль напряженности магнитного поля, в случае идеальных катушек достаточно управлять каждой парой катушек отдельно. Структурная схема блока управления катушками показана на рис. 2.

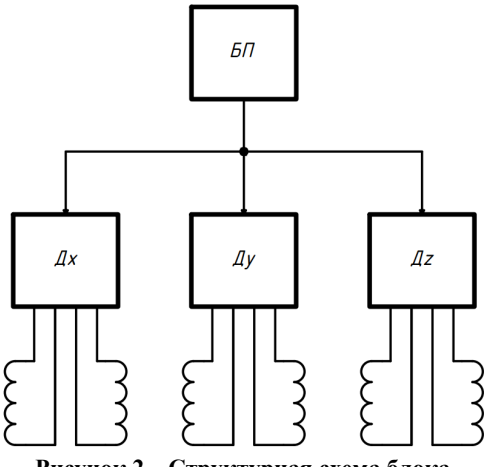



**Рисунок 2 – Структурная схема блока управления**

Ток в каждой паре катушек определяется драйвером (Д). Все три драйвера имеют общий источник питания.

Стоит отметить, что токи в катушках даже в одной паре должны быть разными, поскольку катушки никогда не будут полностью идентичными. Это делает невозможным подключение катушек последовательно или параллельно. Все шесть катушек должны работать независимо друг от друга.

Важно отметить, что в данной геометрической конфигурации отношение радиуса катушки к расстоянию между катушками, работающими попарно, не может быть одинаковым для всех трех пар катушек. В противном случае катушки будут пространственно пересекаться.

Рассчитаем управляющие токи для катушек в зависимости от разницы их радиусов:

$$I = \frac{1}{N} * H * a_c * \left(1 + \left(\frac{1}{2}\right)^2\right)^{\frac{3}{2}} \quad (4)$$

где $I$ –ток в катушках;

$a$ – радиус катушек;

$H$ – напряженность магнитного поля.

### Выбор источника питания

В нашем случае максимальный потребляемый ток в самой большой катушке равен 6,63А.

Суммарный потребляемый ток всех катушек:

$$I_{общ} = 6{,}63 * 6 = 39{,}78 \text{ А},$$

Для питания разрабатываемой системы необходимо использовать источник питания мощностью не менее чем 1 кВт и напряжением питания 24 В.

### Блок управления

Функциональная схема блока управления показана на рис. 3.

Блок управления имеет 6 независимых канала управления катушками, которые управляются микроконтроллером (МК). Каналы состоят из датчиков тока ($Д_m$), блока питания (БП) и драйверов управления (ДУ), которые используют широтно-импульсную модуляцию (ШИМ) с помощью которой достигается плавность регулирования тока в катушках.

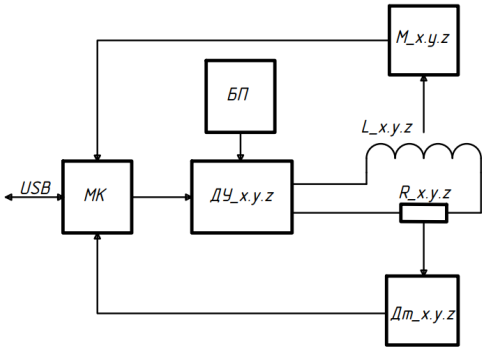



**Рисунок 3 – Функциональная схема блока управления**

Для обеспечения стабилизации напряженности магнитного поля используются 2-ПИД регулятора использующие данные от магнитометра (М) и датчиков тока по трем осям, исключив тем самым влияние внешнего магнитного поля и температуры окружающей среды.

Управление блоком и обмен информацией осуществляется с помощью интерфейса (USB2.0) и специальным программным обеспечением, установленным на персональном компьютере (ПК).

На рис. 4 показан рендер блока управления, который включает в себя блок питания, плату управления и 2 светосигнальных арматуры.

**Рисунок 4 – Рендер блока управления**

Блок управления имеет шесть независимых выходных разъёма для подключения катушек, разъем интерфейса управления (USB2.0), сетевой разъем 220В, разъем для подключения внешнего магнитометра и плавкий предохранитель.

**Программное обеспечение**

Программное обеспечение блока управления поддерживает 2 вида управления:

1) Ручное управление катушками по каждой из осей.

2) Имитация переменного во времени магнитного поля Земли в зависимости от параметров орбиты и с учетом модели магнитного поля.

Алгоритм программного обеспечения блока управления показан на рис. 4, где $B_{зад}$ –заданная магнитная индукция, $B_{изм}$ – магнитная индукция, измеренная магнитометром в центре сферы, $I_{зад}$ – ток в катушке необходимый для поддержания нужного количества ампер витков, $I_{изм}$ – ток в катушке измеренный датчиком тока и $S$ – широтно-импульсная модуляция (ШИМ).

Интерфейс программного обеспечения численно и графически показывает величину магнитного поля по трем осям и результирующий вектор. Также интерфейс показывает величину тока в катушках и поправочные коэффициенты, а также входные значения модели магнитного поля Земли, которую можно загрузить в программу кликнув кнопку «загрузить модель».

Скрин программного обеспечения, разработанного в среде MATLAB показан на рис. 5.

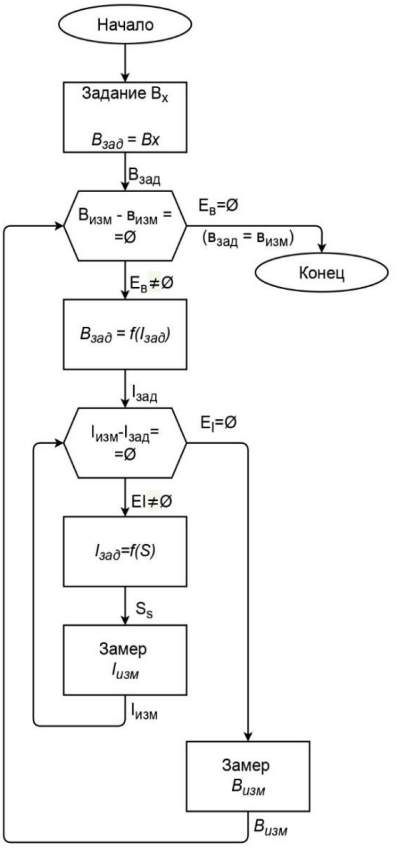



**Рисунок 4 – алгоритм программного обеспечения**

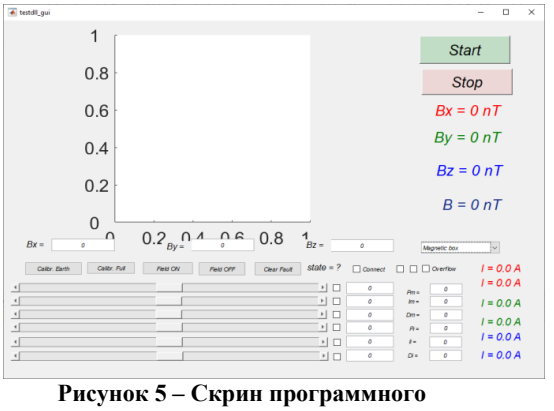



**Рисунок 5 – Скрин программного обеспечения**

## Научная новизна

Впервые на Украине разработан блок управления для колец Гельмгольца с методическим обеспечением, который создает полностью имитирующее изменение по траектории полета космического аппарата на низких орбитах магнитного поля Земли, что позволяет более точно оценить характеристики электромагнитной системы ориентации и стабилизации в полете.

## Выводы

Разработано методическое обеспечение включающее в себя испытательный стенд с блоком управления, которое позволяет имитировать в процессе испытаний систем угловой ориентации КА изменение магнитного поля Земли по заданной траектории движения.

## Библиографические ссылки


1. Скидан Е.А., Кулабухов А.М Испытательный стенд электромагнитных систем ориентации и стабилизации космических аппаратов // Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. - 2020. – Вип. 23. - №4. – Т.28. – С. 110-11.
2. Optimum Design of a three-axis Magnetic Field Simulator/ M.Pastena and M.Grassi// IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol.38, No.2, April 2002, pp.488-501.
3. Design, manufacturing, and test of a realtime, three-axis magnetic field simulator/ F. Piergentili, G. P. Candini, and M. Zannoni// IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems, Vol. 47, No. 2, 2011
4. A. Fontanet, J. Marcos, Ll. Ribó, V. Massana, J. Campmany. Design and construction of 3D Helmholtz coil system to calibrate 3D Hall probes. Journal of Physics: Conference Series. 10th International Particle Accelerator Conference, 2019. – URL: https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1350/1/012167/pdf


*Поступила в редакцию 05.07.2021р.*

## Сведения об авторах

Скидан Евгений Александрович, Украина. Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара.Аспирант. Сфера интересов - системы управления и телекоммуникации.

Кулабухов Анатолий Михайлович, Украина. Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара. заведующий кафедрой систем автоматизированного управления, кандидат технических наук, доцент. Сфера интересов - системы управления и телекоммуникации.

УДК 629.7.017076

DOI: 10.15421/452116

# ЕФЕКТИВНІСТЬ ІННОВАЦІЙНОГО КЕРУВАННЯ СТУПЕНЕМ РАКЕТИ-НОСІЯ

Ю. Д. Шептун

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, проспект Гагаріна, 72, м. Дніпро, Україна*

**Анотація. Всякий фактичний рух ступенів ракет-носіїв космічних апаратів є рух збурений. Важливе призначення системи керування рухом ступенів ракети полягає в забезпеченні необхідного наближення збурених значень параметрів руху ступенів ракет до значень припустимих. Забезпечення висловленого потребує витрат енергії (палива). Якість процесу керування ракетою характеризується значною кількістю показників, в тому числі кількістю енергії, яка витрачається на відпрацювання, в межах необхідного, збурень параметрів руху ступенів ракети. До нині алгоритми визначення зазначеної кількості енергії стосовно перших і космічних ступенів ракет практично не відрізняються. Успіхи розвитку технології, теорії і практики ракетно-космічного будування, створення сучасних систем керування з використанням цифрових обчислювальних машин з елементами штучного інтелекту, обумовлюють можливість удосконалення ракетно-космічних систем у важливому напрямку мінімізації непродуктивних витрат енергії (палива з баків ракети). В роботі, що пропонується, викладаються результати теоретичних досліджень щодо автоматичного регулювання значень параметрів збуреного руху космічного ступеня ракети – носія системою керування з реалізацією винаходів «Спосіб керування ступенем ракети – носія», «Спосіб керування ступенем ракети носія з асиметрією», «Спосіб комбінованого керування ступенем ракети», захищених відповідними патентами України. Обґрунтовуються позитивні ефекти, обумовлені застосуванням зазначених інноваційних способів керування. В основу названих винаходів покладені результати аналізу особливостей збуреного руху космічних ступенів ракет-носіїв: космічні ступені ракет-носіїв рухаються поза щільними шарами атмосфери, збурення параметрів руху ступенів характеризуються як постійно обновлювані і неодноразово миттєво утворювані протягом часу польоту ступеня. Постійно обновлювані збурення обумовлюються масовою асиметрією ступеня, значення якої нині можна регулювати в автоматичному режимі сучасним цифровим приводом; миттєво утворювані збурення обумовлюються неодноразовими програмними просторовими маневрами космічних ступенів ракет. Ці збурення з необхідною якістю вимірюються сучасними вимірювальними приладами, що відкриває можливість оптимального за витратами енергії відпрацювання зазначених збурень. Обґрунтовуються позитивні, спрямовані на мінімізацію витрат енергії ефекти від застосування названих інноваційних способів керування ступенями ракет. Наведені кількісні оцінки зазначених ефектів, визначені стосовно ракети, близької за параметрами до ракети-носія легкого класу «Циклон-4» розробки ДКБ «Південне». Матеріали роботи доповнюють науково-методичну базу проектування зразків ракетно-космічної техніки.**

**Ключові слова: МАСОВА АСИМЕТРІЯ, ЗБУРЮЮЧІ СИЛИ, МОМЕНТИ, ЗБУРЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РУХУ, ВИТРАТИ ПАЛИВА.**

# ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИННОВАЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ СТУПЕНЬЮ РАКЕТЫ - НОСИТЕЛЯ

Ю. Д. Шептун

*Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, г. Днепр, Украина*

**Аннотация. Всякое фактическое движение ступеней ракет-носителей космических аппаратов является движением возмущенным. Важное назначение систем управления ступеней ракет заключается в обеспечении необходимого приближения возмущенных значений параметров движения ступеней к значениям допустимым. Обеспечение этого требует затрат энергии (топлива из баков ракеты). Качество процесса управления ракетой характеризуется значительным количеством показателей, в том числе количеством энергии (топлива), затрачиваемой на отработку, в границах необходимого, возмущений параметров движения. До настоящего времени алгоритмы определения указанного количества энергии применительно к первым и космическим ступеням ракет практически не отличаются. Успехи развития технологии, теории и практики создания ракетно-космических систем, современных систем управления с использованием цифровых вычислительных машин с элементами искусственного интеллекта, реализуют возможность совершенствования образцов ракетно-космической техники в важном направлении минимизации непроизводительных затрат топлива из баков ракеты. В предлагаемой работе излагаются**

© Ю. Д. Шептун

**результаты теоретических исследований проблем автоматического регулирования значений параметров возмущенного движения космической ступени ракеты - носителя системой управления с реализацией изобретений «Способ управления ступенью ракеты - носителя», «Способ управления ступенью ракеты - носителя с асимметрией», «Способ комбинированного управления ступенью ракеты», защищенных соответствующими патентами Украины. Обосновываются положительные эффекты, обусловленные применением указанных инноваций. В основу названных изобретений положены с учетом последних достижений ракетно-космической науки и техники результаты анализа особенностей возмущенного движения космических ступеней ракет-носителей: космические ступени ракет-носителей двигаются вне плотных слоев атмосферы, возмущения параметров движения ступеней характеризуются как такие, что постоянно обновляются и такие, что неоднократно мгновенно образуются в течение времени полета ступени. Постоянно обновляемые возмущения обуславливаются массовой асимметрией ступени, значение которой в настоящее время можно регулировать в автоматическом режиме современным цифровым приводом; мгновенно образуемые возмущения обуславливаются неоднократными программными пространственными маневрами космических ступеней ракет. Эти возмущения с необходимым качеством измеряются современными измерительными приборами, что открывает возможность оптимальной по затратам энергии отработки указанных возмущений. Обосновываются положительные, направленные на минимизацию затрат энергии эффекты от применения названных инновационных способов управления ступенями ракет. Приведены количественные оценки указанных эффектов, определенные относительно ракеты, близкой по параметрам ракеты-носителя легкого класса «Циклон-4» разработки ГКБ «Южное». Представленные материалы исследований дополняют научно-методическую базу создания образцов ракетно-космической техники.**
**Ключевые слова: МАССОВАЯ АСИММЕТРИЯ, ВОЗМУЩАЮЩИЕ СИЛЫ, МОМЕНТЫ, ВОЗМУЩЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ, РАСХОД ТОПЛИВА.**

## EFFICIENCY OF INNOVATIVE ROCKET - CARRIER STAGE CONTROL

Y. Sheptun

*Oles Honchar Dnipro national university, Gagarin avenue, 72,*
*Dnipro, Ukraine*

**Abstract. Any actual movement of the stages of spacecraft carrier rockets is a disturbed movement. An important purpose of missile stage control systems is to ensure that the perturbed values of the parameters of the motion of the stages approach the permissible values. Providing this requires energy (fuel from the rocket tanks). The quality of the missile control process is characterized by a significant number of indicators, including the amount of energy (fuel) spent on testing, within the limits of the necessary, perturbations of the motion parameters. Until now, the algorithms for determining the specified amount of energy in relation to the first and space stages of rockets practically do not differ. The advances in the development of technology, theory and practice of creating rocket and space systems, modern control systems using digital computers with elements of artificial intelligence, will make it possible to improve the models of rocket and space technology in the important direction of minimizing the overhead consumption of fuel from the rocket tanks. The proposed work presents the results of theoretical studies of the problems of automatic regulation of the values of the parameters of the disturbed movement of the space stage of the launch vehicle by the control system with the implementation of the inventions "Method for controlling the stage of the launch vehicle", "Method for controlling the stage of the launch vehicle with asymmetry", protected by the corresponding patents of Ukraine. The positive effects due to the application of these innovations are substantiated. The above inventions are based on the results of the analysis of the peculiarities of the perturbed motion of the space stages of launch vehicles, taking into account the latest achievements of rocket and space science and technology: the space stages of launch vehicles move outside the dense layers of the atmosphere, the perturbations of the parameters of the movement of the stages are characterized as such that they are constantly updated and such that are repeatedly instantaneously formed during the flight time of the degree. Constantly updated perturbations are caused by the mass asymmetry of the degree, the value of which can now be automatically controlled by a modern digital drive; Instantly generated perturbations are caused by repeated programmed space maneuvers of the Cosmin rocket stages. These disturbances with the required quality are measured by modern measuring instruments, which opens up the possibility of optimal energy consumption for working out these disturbances. The paper substantiates the positive effects aimed at minimizing energy consumption from the use of the above-mentioned innovative ways of controlling the rocket stages. The given quantitative estimates of the indicated effects, determined with respect to the rocket, close in parameters to the carrier rocket of the light class "Cyclone-4" developed by the State Design Bureau "Yuzhnoye".**
**Key words: MASS ASYMMETRY, DISTURBING FORCES, MOMENTS, DISTURBANCES OF MOTION PARAMETERS, FUEL CONSUMPTION.**

## Вступ

Актуальною є проблема мінімізації маси ступенів ракети – носія (РН) без погіршення його експлуатаційних властивостей, орієнтованих на виконання основного призначення. Проблема мінімізації маси має особливе значення стосовно других, третіх ступенів РН.

Рух ступенів РН – є збурений рух, що характеризується наявністю миттєво утворюваних збурень (МУЗ) параметрів руху ступенів (виникають у наслідок розділення ступенів, відділення мас обтічників, корисного навантаження, спрацьовування двигунів і постійно поновлюваних збурень (ПОЗ) від масової асиметрії ступенів відносно подовжньої осі та кута за рахунок розбіжності лінії дії вектору тяги двигуна ступеня з його подовжньою віссю. Системи керування (СК) сучасних ступенів ракет відпрацьовують збурення параметрів руху в режимі стабілізації, що не відповідає критерію мінімуму витрат енергії.

В якості вихідних даних використовуються такі, що є близькими до значень параметрів ракети «Циклон-4» розробки ДКБ «Південне».

Математична модель збуреного руху ракети являє собою систему нестаціонарних лінійних диференціальних неоднорідних рівнянь. В роботі запропоновані процедури представлення коефіцієнтів моделі як аналітичних неперервних функцій часу. Показано, що при використанні традиційного способу керування космічним ступенем РН для відпрацювання збурень параметрів кутового руху за курсом $\psi = 3 градусу$, $\dot{\psi} = 3\frac{град}{с}$ необхідно 6.418 ***кгс*** палива. При застосуванні інноваційних способів керування необхідно тільки 0.224 *кгс* палива.

## Постановка задачі досліджень

В ДНУ ім. Олеся Гончара на основі аналізу властивостей конструкції та динаміки збуреного руху космічних ступенів РН запропоновано інноваційні (захищені патентами України [1-3]) способи керування космічними ступенями ракет, якими передбачається відпрацювання МУЗ за оптимальним щодо критерія мінімізації витрат палива, програмним сигналом без використання негативного зворотного зв'язку; одночасно з відпрацюванням ПОЗ автоматичне регулювання масової асиметрії. Основна задача роботи полягає в дослідженні ефективності застосування інноваційних [1-3] способів керування.

## Рішення задачі

Космічні ступені ракет-носіїв за конструкцією, програмним рухом, властивостями збуреного руху відрізняються від I і II ступенів ракет.

Загальна характеристика космічних ступенів РН надається на прикладі даних третього ступеня ГРН-XXI [4]. Центрувальні та інерційні параметри космічного ступеня РН представлені в табл.1.

**Таблиця 1 – Параметри ступеня РН**

| G, *кгс* | $x_T$, *м* | $y_T$, *м* | $z_T$, *м* | $I_y$, $кгс \cdot м \cdot с^2$ |
|---|---|---|---|---|
| 12458 | 8.40 | 0.00285 | 0.008075 | 2167.0 |
| 11433 | 8.50 | 0.00304 | 0.00884 | 2044.0 |
| 10408 | 8.60 | 0.00342 | 0.00969 | 1946.0 |
| 9384 | 8.60 | 0.00380 | 0.0108 | 1867.0 |
| 8359 | 8.65 | 0.00428 | 0.0125 | 1804.0 |
| 7334 | 8.70 | 0.00494 | 0.01416 | 1754.0 |
| 6310 | 8.70 | 0.00580 | 0.0166 | 1709.0 |
| 5285 | 8.65 | 0.00703 | 0.0202 | 1662.0 |
| 4260 | 8.55 | 0.00903 | 0.0257 | 1594.0 |
| 3236 | 8.32 | 0.0124 | 0.0354 | 1475.0 |
| 2210 | 7.80 | 0.0200 | 0.0570 | 1216.0 |

Наведені в таблиці параметри звичайно задаються Генеральним розробником ракетного комплексу розробнику системи керування ступенем як функції ваги ступеня G.

Третій ступінь ГРН-XXI оснащений рідинним ракетним маршовим двигуном (МД). Керування рухом ступеня за тангажем, рисканням реалізується відхиленням МД в шарнірі. Керування рухом ступеня за креном виконується двигунами малої тяги. У відповідності з програмою польоту ступень реалізує складні просторові маневри, які

забезпечуються запуском МД до 5 разів. Політ проходить поза щільними шарами атмосфери. Рух третього ступеня ГРН є збурений. Збурюючи фактори: розділення ступенів, відділення обтічника і мас корисного навантаження, постійно діючі збурюючи сили і моменти сил. Початкові збурення параметрів руху формуються протягом короткого часу, відпрацьовуються виконуючими органами системи керування (СК) протягом малих відрізків часу (2-3.5 с) і можуть бути названими «миттєво утворюваними збуреннями (МУЗ). Постійно діючі збурюючи сили і моменти сил обумовлюються масовою асиметрією ступеня відносно подовжньої осі ступеня та кутом розбіжності лінії дії вектору тяги МД з подовжньою віссю ступеня. Масова асиметрія виникає у наслідок несиметричного розташування мас складових агрегатів, вузлів, елементів конструкції ступеня відносно подовжньої осі ступеня; кут розбіжності обумовлюється похибками виготовлення, складання частин ступеня та пружною деформацією під навантаженням рами кріплення МД до відповідного шпангоута. Масова асиметрія змінюється за часом польоту ступеня у наслідок спорожнення паливних баків, кут розбіжності припустимо вважати таким, що не змінюється за часом роботи МД, який характеризується параметрами: номінальна тяга в пустоті, *кгс* – P=7916; номінальний імпульс тяги двигуна в пустоті, $кгс \cdot с / кгс$ – $P_{імп} = 330$; найбільший час роботи двигуна, с - 459; мінімальний час роботи за одне вмикання, с - 3,5; постійна часу щодо процесу виходу МД на номінальний режим, с - T=0,1.

Математична модель збуреного кутового руху ступеня РН за курсом:

$$\psi(t=0) = \psi^0, \quad \dot{\psi}(t=0) = \dot{\psi}^0,$$

$$\begin{cases} \dfrac{d^2\psi}{dt^2} = a_{\psi\delta} \cdot \delta + \overline{M}_a, \\ T_1 \cdot \dfrac{d\delta}{dt} + \delta = a_0 \cdot \psi + a_1 \cdot \dot{\psi}. \end{cases} \quad a_{\psi\delta} = -\frac{P \cdot (l_n - x_T)}{I_y},$$

$$\bar{M}_a = \frac{M_a}{I_y} = \frac{P \cdot z_a}{I_y}. \qquad (1)$$

де $z_a$ - масова асиметрія ступеня у напрямку осі OZ зв'язаної системи координат;

$I_y$ - центральний осьовий момент інерції ступеня відносно осі OY зв'язаної системи координат;

$l_n = 13 м$ -довжина ступеня.

Значення коефіцієнтів рівнянь (1) представлені в табл. 2.

**Таблиця 2 – $a_{\psi\delta}$, $\overline{M}_a$ як функції G**

| G, *кгс* | $a_{\psi\delta}$, $c^{-2}$ | $\overline{M}_a$, $c^{-2}$ |
|---|---|---|
| 12458 | -16,8037 | 0,182649 |
| 11433 | -17,4276 | 0,19364 |
| 10408 | -17,8985 | 0,203392 |
| 9384 | -18,6558 | 0,211998 |
| 8359 | -19,0879 | 0,219401 |
| 7334 | -19,4064 | 0,225656 |
| 6310 | -19,9174 | 0,231597 |
| 5285 | -20,7188 | 0,238147 |
| 4260 | -22,0992 | 0,248306 |
| 3236 | -25,1165 | 0,268339 |
| 2210 | -33,8513 | 0,325493 |

## Перетворення дискретних функцій від G в дискретні функції від t

Представлені в табл. 2 функції $a_{\psi\delta}[G]$, $\overline{M}_a[G]$ є дискретні функції аргументу G. Для проведення математичного моделювання руху ступеня РН з використанням математичної моделі (1) збуреного руху ступеня необхідно перетворити дискретні функції $a_{\psi\delta}[G]$, $\overline{M}_a[G]$ аргументу G в дискретні функції аргументу t і перетворити дискретні функції $a_{\psi\delta}[t]$, $\overline{M}_a[t]$ аргументу t в неперервні функції аргументу t, наприклад, наступним чином:

1. Визначим крок зміни G: $\Delta G = 11025\, кгс$.

2. Визначим витрати палива в одиницю часу: $\dot{G} = P / P_{імп} = 23.988\, кгс / с$.

3. Визначим час, за який витрачається $\Delta G$ палива: $\Delta t = 11130 / 23.988 = 47\, с$.

4. Визначим час роботи двигуна: $t_{роб} = \Delta t \cdot 10 = 470.0\, с$.

Функції $a_{\psi\delta}[t]$, $\overline{M}_a[t]$ представлені в табл. 3.

**Таблиця 3 – Функції** $a_{\psi\delta}[t],\ \overline{M}_a[t]$

| t, c | $a_{\psi\delta}[t],\ c^{-2}$ | $\overline{M}_a[t],\ c^{-2}$ |
|---|---|---|
| 0 | -16,8037 | 0,182649 |
| 47 | -17,4276 | 0,19364 |
| 94 | -17,8985 | 0,203392 |
| 143 | -18,6558 | 0,211998 |
| 190 | -19,0879 | 0,219401 |
| 237 | -19,4064 | 0,225656 |
| 284 | -19,9174 | 0,231597 |
| 331 | -20,7188 | 0,238147 |
| 378 | -22,0992 | 0,248306 |
| 425 | -25,1165 | 0,268339 |
| 472 | -33,8513 | 0,325493 |

Перетворимо $a_{\psi\delta}[t], \overline{M}_a[t]$ в неперервні функції $a_{\psi\delta}(t), \overline{M}_a(t)$ часу за програмами Regress, Line пакета MathCad і отримаєм:

$$a_{\psi\delta}(t) = -14.923 - 0.026 \cdot t,\ \overline{M}_a(t) = 6.915 \cdot 10^{-4} \cdot t.$$

Тепер рівняння (1) представимо у вигляді:

$$\psi(t=0) = \psi^0,\ \ \dot{\psi}(t=0) = \dot{\psi}^0, \qquad (2)$$

$$\begin{cases} \dfrac{d^2\psi}{dt^2} = -(14.923 + 0.026 \cdot t) \cdot \delta + \\ + \left(1.126 \cdot 10^{-5} + 6.915\right) \cdot t + 6.915 \cdot 10^{-4} \cdot t, \\ T_1 \cdot \dfrac{d\delta}{dt} + \delta = a_0 \cdot \psi + a_1 \cdot \dfrac{d\psi}{dt}. \end{cases}$$

## Оптимальне керування ступенем РН

Визначим керування $\bar{u}(t)$ кутовим рухом ступеня РН і закон зміни за часом кутової швидкості $\dot{\psi}$ його руху за курсом, що задовольняють рівнянню руху ступеня $\ddot{\psi} = \bar{u},\ \bar{u} = u / I_y$ і мінімізують функціонал

$$I = \int_0^{T_{зб}} \bar{u}^2(t)dt$$

за умови, що кутова відстань $S_0$, яку повинен подолати ступень за час $T_{зб}$ є:

$$S_0 = \int_0^{T_{зб}} \dot{\psi} dt.$$

Умови обмеження кутової швидкості задані: $\dot{\psi}(0) = \dot{\psi}_0^0,\ \dot{\psi}(T_{зб}) = \dot{\psi}_T^0$ .

Покладемо $\psi = \psi_0,\ \dot{\psi} = \psi_1$ і отримаєм:

$$\begin{cases} \dot{\psi}_0 = \psi_1, \\ \dot{\psi}_1 = \bar{u} \end{cases}.$$

Одержано ізопериметричну задачу щодо мінімізації функціоналу

$$I = \int_0^{T_{зб}} (\psi_1(t))^2 dt$$

за умови $\int_0^{T_{зб}} \psi_1 dt = S_0$,

де $S_0$ - задане значення. За методами варіаційного обчислення маємо:

$$\psi_1 = 0.0765 \cdot t^2 - 0.1785 \cdot t + 0.05,$$

$$\bar{u}(t) = \dot{\psi}_1 = -0.153 \cdot t - 0.1755.$$

## Відпрацювання МУЗ традиційним керуванням

Результати інтегрування рівнянь (2) з використанням MathCad представлені на рис. 1. Покладалось: $a_0 = 4,\ a_1 = 2c,\ T_1 = 0.1c,$ $\psi(t_{зб}) = 0.05 рад,\ \dot{\psi}(t_{зб}) = 0.05 рад/c,\ t_{зб} = o,\ M_a = 0.$

## Оптимальне відпрацювання МУЗ

Визначимо процеси відпрацювання МУЗ параметрів кутового руху ступеня РН керуванням $\bar{u}$ . Математична модель руху:

$$\begin{cases} \dot{\psi}_0 = \psi_1, \\ \dot{\psi}_1 = \bar{u}(t). \end{cases} \qquad \bar{u}(t) = -0.153 \cdot t - 0.1755.$$

$$\psi_0(t=0) = 0.05\ рад,\ \psi_1(t=0) = 0.05\ рад/c$$

Моделювання процесів оптимального обнуління збурень виконувалось з використанням можливостей пакета програм MathCad. Результати моделювання - графіки функцій $\psi_0(t), \psi_1(t)$ - показані на рис. 2

## Відпрацювання ПОЗ

Аналіз процесів відпрацювання постійно поновлюваних збурень параметрів кутового руху космічного ступеня ГРН-XX1 виконувався за результатами математичного моделювання збуреного руху ступеня, обумовленого масовою асиметрією ступеня.

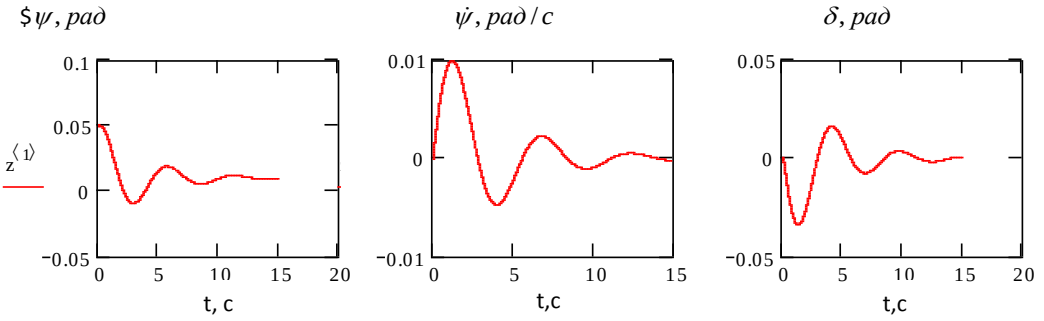



**Рисунок 1 – Відпрацювання МУЗ керуванням, що є лінійною функцією $\psi$, $\dot{\psi}$**

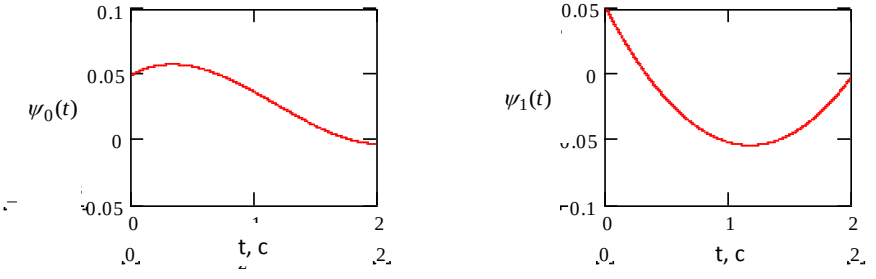



**Рисунок 2 – Оптимальне відпрацювання МУЗ керуванням $\bar{u}(t)$**

Математична модель збуреного руху ступеня записувалась у вигляді:

$$\begin{cases} \dfrac{d^2\psi}{dt^2} = -(14.923 + 0.026 \cdot t) \cdot \delta + \\ + \left(1.126 \cdot 10^{-5} + 6.915 \cdot t\right), \\ T_1 \cdot \dfrac{d\delta}{dt} + \delta = a_0 \cdot \psi + a_1 \cdot \dfrac{d\psi}{dt}. \end{cases}$$

Аналіз результатів моделювання процесів відпрацювання ПОЗ, відповідних різним варіантам значень $a_0, a_1$ веде до висновків: процеси відпрацювання ПОЗ аперіодичні, зміна $a_0, a_1$ не впливає на енергію відпрацювання. Результатам моделювання відповідають наступні показники витрат енергії на обнуління збурень параметрів руху ступеня від $M_a$:

$$q = \int_0^{470} |\delta(t)| dt = 0.022, \quad Q = \int_0^{470} |(a_{\psi\delta}(t) \cdot \delta| dt = 0.544$$

## Наукова новизна

Реалізується науково-методична підтримка винаходів [1-3], захищених патентами України, власником яких є Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара (ДНУ).

Традиційне керування космічним ступенем ракети – носія характеризується формуванням і реалізацією, в системі з головним негативним зворотнім зв'язком проттягом всього часу збуреного польоту ступеня, сигналу керування, спрямованого на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня як лінійної функції зазначених збурень незалежно від того чи є ці збурення миттєво утворюваними (МУЗ) або постійно поновлюваними збуреннями (ПОЗ).

Комбіноване керування космічним ступенем ракети – носія характеризується формуванням і реалізацією протягом заданого малого відрізку часу (до 3,5÷5 с) в системі без головного негативного зворотнього зв'язку, сигналу, що відпрацьовуєя МУЗ з мінімальними витратами енергії МУЗ; формуванням і реалізацією в системі з головним негативним зворотнім зв'язком сигналу, спрямованому на відпрацювання ПОЗ протягом часу існування цих збурень.

Основна позитивна новітність комбінованого керування порівняно з традиційним полягає втому, що при комбінованому керуванні миттєво утворювані збуренняпараметрів руху ступеня відпрацьовуютьсякеруванням оптимальним за критерієм мінімізації витрат енергії. В статтівисвітлена і обгрунтована доцільність реалізації комбінованого керуваннч космічними ступенями РН.

Доведено, що процеси відпрацювання постійно оновлюваних збурень (ПОЗ) мають прогнозуємий аперіодичний характер, що підтверджує можливість мінімізації енергії на відпрацювання ПОЗ шляхом редукування протягом збуреного руху космічного ступеня РН збурюючого фактору – масової асиметрії ступеня відносно його подовжньої осі.

Процеси відпрацювання МУЗ традиційним і і оптимальним керуванням $\bar{u}(t) = -0.153 \cdot t - 0.1755$ предствлені на рис.1 і 2 відповідно. Кількість енергії, що витрачається на відпрацювання МУЗ, відповідає традиційному керіванню, параметр $q_{опт.}$- комбінованому. В загальному випадку функція $\delta(t)$ є коливальною (знакозмінною). Функція $\bar{u}(t)$ - лінійна. Тому $q_{трад.} > q_{опт.}$.

Протягом часу польоту космічного ступея РН миттєво утворювані збурення парамутрів руху можуть сформовуватись неодноразово, наприклад, у наслідок кратного спрацьовування маршевого двигуна (так, дозволяється включення МД ГРН-XXI до п’яти разів). Таким чином, ефективність впровадження комбінованого керування визначається програмним рухом ступеня РН.

На прикладі космічного ступеня РН з перспективними характеристиками, близькими до параметрів РН «Циклон-4» ДКБ «Південне», отримані наступні новітні науково – методичні результати: висвітлені динамічні властивості космічних ступенів ракет - носіїв; розвинена динамічна схема зазначених ступенів за результатами дослідження їх властивостей; розроблена процедура перетворення рівнянь руху ступеня, записаних через дискретні функції аргументу G (вага ступеня) до рівнянь, записаних через безперервні функції аргументу t (час руху ступеня); запропоновано процедуру визначення кількісних оцінок ефективності застосування інноваційних способів керування, розроблених ДНУ.

Оцінка витрат енергії на обнуління МУЗ в площині курсу при керуванні за рівнянням $T_1 \cdot \frac{d\delta}{dt} + \delta = a_0 \cdot \psi + a_1 \cdot \dot{\psi}$, визначається за формулою $Q_{ном} = \int_{t_н}^{T_{зб}} \left| a_{\psi\delta}(t) \cdot \delta(t) \right| dt$. При оптимальному обнулінні у відповідності з виразом $Q_{опт} = \int_{t_н}^{t_{зб}} \left| \bar{u}(t) \right| dt$. Отримані такі оцінки: $Q_{пом}$ =4.496, $Q_{опт}$=0.157. Запропоновано метод визначення кількості палива, яке витрачається на обнуління збурень, в одиницях виміру палива шляхом використання формул:

$$Q_{ном.п.} = \frac{I_y \cdot Q_{ном}}{(l_n - x_T) \cdot P_{імп}}, \quad Q_{опт.п.} = \frac{Q_{опт}}{(l_n - x_T) \cdot P_{імп}},$$

за якими для моменту t=0 отримуємо:

$$Q_{ном.п.} = \frac{4.496\, c^{-1} \cdot 2167\, кгс \cdot м \cdot c^2}{(13\, м - 8.4\, м) \cdot 330\, кгс \cdot c / кгс} = 6.418\, кгс,$$

$$Q_{опт.п.} = \frac{0.157\, c^{-1} \cdot 2167\, кгс \cdot м \cdot c^2}{(13\, м - 8.4\, м) \cdot 330\, кгс \cdot c / кгс} = 0.224\, кгс.$$

Матеріали досліджень сприятимуть збільшенню зацікавленості розробників ракетно - космічної техніки до запропонованих Дніпровським національним університетом імені Олеся Гончара інноваційних способів керування: Спосіб керування ступенем ракети – носія, Спосіб керування ступенем ракети носія з асиметрією, Спосіб комбінованого керування ступенем ракети. Зазначені способи визнані винаходами, захищені патентами України, їх застосування сприятиме покращенню динамічних властивостей перспективних зразків ракетно-космічної техніки.

Практична реалізація зазначених способів потребує проведення певного об’єму науково – технічних досліджень теоретичної, конструкційної та

технологічної спрямованості. Представлені матеріали можна покласти в основу програм майбутніх досліджень.

## Висновки

1. Застосування запропонованих ДНУ інноваційних способів керування збуреним рухом космічних ступенів ракет характеризується суттєвою ефективністю за критерієм мінімізації витрат палива на відпрацювання збурень параметрів руху. Представлені оцінки ефективності застосування інноваційних способів керування порівняно з керуванням за лінійною функцією помилок регулювання, ілюструють зменшення витрат палива в рази.

2. Для відпрацювання МУЗ і керуванні за сигналом, що є лінійною функцією помилок регулювання, необхідно 6.418 *кгс* палива, в разі оптимального керування – тільки 0.224 *кгс*. При кратному включення маршового двигуна витрати енергії відповідно суттєво збільшуються.

3. Витрати палива на відпрацювання постійно поновлюваних збурень при реалізації інноваційного за патентом № 122539 способу керування ступенем РН з асиметрією, обумовлюються системою регулювання асиметрії ступеня ракети. При якісній роботі зазначеної системи, витрати палива на відпрацювання ПОЗ можуть плинути до нуля.

4. Для практичної реалізації іноваційних способів керування космічними ступенями РН слід продовжити дослідження перш за все в напрямках: розробки динамічної схеми космічного ступеня РН, яка б відображала процеси керування не на окремих частках траєкторії (поворот, поступальний рух, спрацьовування маршового двигуна, таке інше), а протягом безперервного просторового маневру; моделювання керованого збуреного руху ступеня з використанням означеної динамічної схеми; розробки програми роботи приладів СК, що забезпечує рух, висвітлений динамічною схемою.

## Бібліографічні посилання


1. Шептун Ю. Д. Патент № 114354. Спосіб керування ступенем РН. 2017.
2. Шептун Ю. Д. Патент № 122539. Спосіб керування ступенем РН з асиметрією. 25.2020.
3. Шептун Ю. Д. Патент. № 122865. Спосіб комбінованого керування ступенем РН. 2021.
4. Й. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун. Динамічне проектування ракет. Дніпропетровськ, Видавництво ДНУ, 2011, 276 с.



*Надійшла до редколегії 22.03.2021*


## Відомості про автора

Шептун Юрій Дмитрович
Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
професор кафедри механотроніки, доктор технічних наук
Сфера інтересів - системи, процеси керування

УДК 629.783

DOI: 10.15421/452117

# МЕТОДИКА ВЫБОРА ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ СТЕРЕОСЪЕМКИ

Е. А. Гребенкина, В. А. Ларин, А. М. Кулабухов

*Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара,*
*г. Днепр, пр. Гагарина 72, Украина*

**Аннотация. Рассматривается задача определения динамических параметров углового движения КА ДЗЗ для обеспечения процесса проведения стереосъемки объектов на Земле на 1 витке и выбор требований к двигателям-маховикам (ДМ). Процесс стереосъемки объекта может осуществляться за несколько витков, при этом существенно понижается оперативность получаемой информации, а может происходить и в течение одного витка. При проведении съемки в течение одного витка и малых допустимых углах разворота КА в методиках не приводится каким образом определяется время переориентации в зависимости от орбиты КА. Предположим также, что при подлете к объекту КА сориентирован относительно надира под углом $\beta$ и имеет соответствующую угловую скорость, обеспечивающую его движение по орбите с заданным углом отклонения от надира по орбите, т.е. предварительно ориентирован для проведения первой съемки. Обычно угол $\beta$ выбирают в пределах 10 – 15°. При увеличении этого угла из-за изменения дальности до объекта проявляются трудности по обработке информации и ее масштабирования. Разработано методическое обеспечение по выбору ДМ КА на проектных стадиях, учитывающее характеристики КА, высоту орбиты и допустимые углы стереосъемки, и позволяющее осуществлять режим стереосъемки на одном витке. Установлены зависимости между управляющим моментом ДМ, характеристиками КА и углами его разворота в процессе стереосъемки. Разработаны рекомендации по выбору ДМ для осуществления режима стереосъемки на одном витке. Проведено моделирование процесса углового движения КА в процессе стереосъемки, благодаря которому оценены изменения требований к выбору ДМ для разных КА, разных орбит и разных допустимых углов стереосъемки.**

**Ключевые слова КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ДИСТАНЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ЗЕМЛИ, ПРОЦЕСС СТЕРЕОСЪЕМКИ, ВЫБОР ДВИГАТЕЛЕЙ МАХОВИКОВ**

# МЕТОДИКА ВИБОРУ ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ДЛЯ ПРОВЕДЕННЯ СТЕРЕОЗЙОМКИ

Е. А. Гребенкіна, В. О. Ларін, А. М. Кулабухов

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара,*
*м Дніпро, пр. Гагаріна 72, Україна*

**Анотація. Розглядається задача визначення динамічних параметрів кутового руху КА ДЗЗ для забезпечення процесу проведення стереозйомки об'єктів на Землі на 1 витку і вибір вимог до двигунів-маховиків (ДМ). Процес стереозйомки об'єкта може здійснюватися за кілька витків, при цьому істотно знижується оперативність одержуваної інформації, а може відбуватися і протягом одного витка. При проведенні зйомки протягом одного витка і малих допустимих кутах розвороту КА в методиках не наводиться яким чином визначається час переорієнтації в залежності від орбіти КА. Припустимо також, що при підльоті до об'єкта КА зорієнтований щодо надира під кутом $\beta$ і має відповідну кутову швидкість, що забезпечує його рух по орбіті з заданим кутом відхилення від надира по орбіті, тобто попередньо орієнтований для проведення першої зйомки. Зазвичай кут $\beta$ вибирають в межах 10 – 15°. При збільшенні цього кута з-за зміни дальності до об'єкта виявляються труднощі з обробки інформації та її масштабування. Розроблено методичне забезпечення щодо вибору ДМ КА на проектних стадіях, що враховує характеристики КА, висоту орбіти і допустимі кути стереозйомки, і дозволяє здійснювати режим стереозйомки на одному витку. Встановлено залежності між керуючим моментом ДМ, характеристиками КА і кутами його розвороту в процесі стереозйомки. Розроблено рекомендації щодо вибору ДМ для здійснення режиму стереозйомки на одному витку. Проведено моделювання процесу кутового руху КА в процесі стереозйомки, завдяки якому оцінені зміни вимог до вибору ДМ для різних КА, різних орбіт і різних допустимих кутів стереозйомки.**

**Ключові слова КОСМІЧНИЙ АПАРАТ, ДИСТАНЦІЙНЕ ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ, ПРОЦЕС СТЕРЕОЗЙОМКИ, ВИБІР ДВИГУНІВ МАХОВИКІВ**

© Е. А. Гребенкина, В. А. Ларин, А. М. Кулабухов

# METHODOLOGY OF SELECTING FLYWHEELS FOR STEREO IMAGING SURVEY

E. Grebenkina, V. Larin, A. Kulabukhov
*Oles Honchar Dnipro National University,*
*Dnipro, Gagarin Ave. 72, Ukraine*

**Abstract. The problem of dynamic parameters of earth observation satellite angular motion is described. The process of Earth surface objects stereo imaging per 1 orbital period and flywheels requirements for it is considered. Stereo imaging process can be performed in two cases. In the first one - during several orbital periods, but with the significantly reduced efficiency of the received information. In the second case - the stereo imaging process can be carried out in one orbital period. In the second case, within one orbital period and small reasonable attitude angles, there is no information about determination of the time of spacecraft reorientation depending on its orbit in the existing methodologies. Let suppose that when a spacecraft is approaching the target of imaging (earth surface object) it is oriented relative to the nadir at an angle $\beta$ and the corresponding angular velocity. This angular velocity ensures spacecraft orbital movement with a given deviation angle from nadir, thus the spacecraft is preliminary oriented for the first survey. Usually, the angle $\beta$ is chosen in the range of 10-15$^0$. It could be increased due to changing distance to survey target but the difficulties of information processing and scaling appear. The methodology of selecting flywheels on project stages is developed. This methodology takes into account the spacecraft characteristics, orbit height and acceptable survey angles. It allows the stereo imaging survey in one orbital period. The dependencies of flywheel control torque, spacecraft characteristics and stereo imaging survey attitude angles are established. The recommendations of selecting flywheels for stereo imaging survey in one orbital period are developed. Simulation of spacecraft attitude control process in stereo imaging survey was carried out. According to this simulation the changes in requirements to flywheels for different spacecrafts, orbits and acceptable survey angles were estimated.**

**Keywords SPACECRAFT, EARTH REMOTE SENSING, STEREO IMAGING PROCESS, SELECTING OF FLYWHEELS**

## Введение

Наиболее распространенными исполнительными органами систем угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов (КА) получили двигатели-маховики (ДМ). Основными преимуществами ДМ является создание достаточно большого управляющего момента, который позволяет производить программные развороты в течение короткого времени для выполнения целевых задач, в частности для съемки заданных участков Земной поверхности. Методика выбора ДМ для конкретного КА с учетом его инерциальных характеристик приведены в [1 - 4]. В этих работах рассматриваются возможные варианты подбора ДМ, в том числе использование и маломощных ДМ для проведения предварительных перед съемкой угловых поворотов, что позволяет экономить расход электроэнергии, путем задания необходимого времени переориентации. При этом определяется заранее перед подлетом время, в течение которого необходимо начать переориентацию КА.

Процесс стереосъемки объекта может осуществляться за несколько витков, при этом существенно понижается оперативность получаемой информации, а может происходить и в течение одного витка. При проведении съемки в течение одного витка и малых допустимых углах разворота КА в методиках не приводится каким образом определяется время переориентации в зависимости от орбиты КА.

## Постановка задачи исследования

Рассмотрим задачу определения динамических параметров углового движения КА ДЗЗ для обеспечения процесса проведения стереосъемки объектов на Земле на 1 витке и выбор требований к двигателям-маховикам (ДМ). в предположении, что Земля круглая, а КА движется по круговой орбите. Такие ограничения существенно не сказываются на выборе параметров ДМ для проведения стереосъемки, а также в случае эллиптических орбит, незначительно отличающихся от круговых.

Будем считать в качестве исходных данных известными:

$R_з$ – радиус Земли;

$h$ – высота орбиты спутника;

$J$ – момент инерции КА по оси поворота;

$g_o$ – ускорение свободного падения на поверхности Земли;

$\beta$ – допустимый угол разворота КА относительно надира для проведения стереосъемки. Обычно угол $\beta$ выбирают в пределах 10 – $15^0$. При увеличении этого угла из-за изменения дальности до объекта проявляются трудности по обработке информации и ее масштабирования.

**Решение задачи**

Предположим также, что при подлете к объекту КА сориентирован относительно надира под углом $\beta$ и имеет соответствующую угловую скорость, обеспечивающую его движение по орбите с заданным углом отклонения от надира по орбите (рис. 1), т.е. предварительно ориентирован для проведения первой съемки (точка А). После проведения первой съемки КА должен успеть развернуться на угол $\beta$ при пролете над объектом во второй точке (точка В) с ориентацией в надир. Такой способ позволяет сделать не 2, а 3 снимка объекта в течении одного витка (3 точка обеспечивается при дополнительном развороте на угол $\beta$ от надира в сторону объекта и является симметричной точке А).

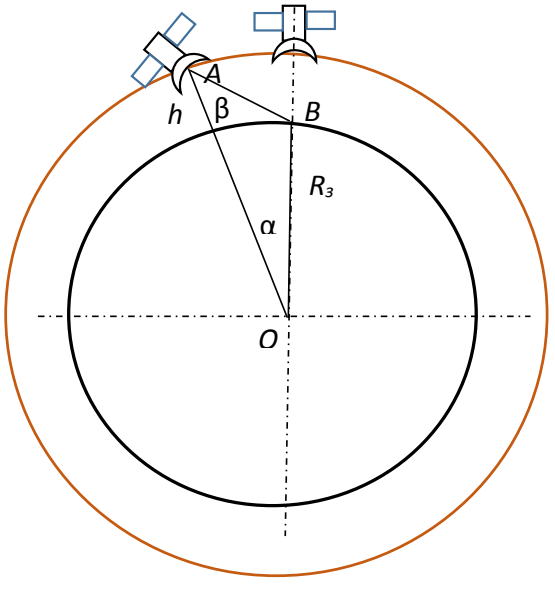



**Рисунок 1 – Процедура стереосъемки объекта в точке *B***

Учитывая, что угол АВО равен 180-(β+α) и используя для треугольника АВО теорему синусов получаем

$$\frac{R_з+h}{sin sin\,(\alpha+\beta)} = \frac{R_з}{sin sin\,\beta}.$$

Откуда получаем

$$\alpha = \left[\left(\frac{R_з+h}{R_з}\right) sin\, sin\,\beta\right] - \beta \qquad (1)$$

Время, в течение которого КА перелетит из первого положения во второе можно определить выражением

$$t_1 = \frac{T\alpha}{2\pi}, \qquad (2)$$

где $T$ – период обращения КА по орбите.

Период обращения КА на круговой орбите можно определить выражением

$$T = \frac{2\pi(R_з+h)}{V_{кр}}, \qquad (3)$$

где $V_{кр}$ – круговая скорость КА на орбите с высотой $h$.

Круговую скорость КА можно найти из условия равенства центробежной силы и силы гравитации

$$\frac{mV_{\text{кр}}^2}{R_{\text{з}}+h}=\frac{mg_0R_{\text{з}}^2}{(R_{\text{з}}+h)^2}$$

где $m$ – масса КА.

Откуда

$$V_{\text{кр}}=R_{\text{з}}\sqrt{\frac{g_0}{R_{\text{з}}+h}} \quad (4)$$

Для обеспечения представленного режима стереосъемки при переходе из первой точки во вторую необходимо во второй точке при съемке обеспечить ориентацию КА в надир. С учетом того, что начальных возмущений ориентации в точке $A$ (рис. 1) по нашим предположениям не было, участок переориентации можно разбить на два одинаковых участка: участок разгона по углу и участок торможения. Будем считать, что ДМ обеспечивает одинаковый момент управления как в режиме разгона, так и в режиме торможения. В этом случае время участка разгона будет в два раза меньше времени, которое определяется выражением (2), т.е.

$$t_{\text{р}}=t_{\text{т}}=\frac{t_1}{2} \quad (5)$$

Угловое движение КА в плоскости разворота на участке разгона можно описать уравнением

$$J\ddot{\varphi}=M_{\text{упр}}\,, \quad (6)$$

где φ – угол разворота,

$M_{\text{упр}}$ – управляющий момент ДМ.

Учитывая, что угол разворота на участке разгона должен составлять $\frac{\beta}{2}$, а время разгона определяется выражением (5) и отсутствии начальных возмущений получим необходимый минимальный момент для выбора ДМ по соответствующей угловой координате

$$M_{\text{упр}}\geq\frac{J\beta}{t_{\text{р}}^2}. \quad (7)$$

В соответствии с предложенной методикой были промоделированы процессы переориентации для нескольких спутниках, находящихся на наиболее распространенных орбитах с высотами от 400 до 700 км.

Полученные зависимости центрального угла α от угла разворота спутника β на разных высотах приведены на рис. 2.

Как видно из графика центральный угол, определяющий время движения спутника по орбите во время стереосъемки, намного меньше угла переориентации спутника ДЗЗ, что необходимо учитывать при выборе ДМ.

На рис. 3 приведены зависимости времени разворота КА ДЗЗ во время стереосъемки на разных орбитах. Причем надо учесть, что на приведенные зависимости параметры КА (масса и размеры) не влияют.

Как видно из графиков, при относительно малых углах разворота (до $15^0$) несмотря на нелинейную зависимость на этом участке полученные зависимости близки к линейным.

Выбор ДМ с необходимым моментом управления зависит от характеристик КА ДЗЗ (момента инерции) в соответствии с выражением (7) линейно.

В табл. 1 приведены требования к управляющему моменту ДМ для 3 разных КА на высоте 400 км. Выбор высоты 400 км обусловлен тем, что на более высоких орбитах или эллиптических орбитах наиболее жесткие требования к ДМ предъявляются именно на самой низкой высоте орбиты.

Одним из важных условий обеспечения процесса съемки является не выход ДМ на критические режимы, что может привести к потере управляемости. Для этого необходимо учитывать кинетический момент ДМ при достижении максимальной угловой скорости вращения. Если запаса по скорости в ДМ недостаточно по его техническим характеристикам (определяется соотношением моментов инерции КА, ДМ и их угловых скоростей), то требование (7) может быть ужесточено за счет выбора ДМ не по максимальному управляющему моменту, а по среднему значению управляющего момента.

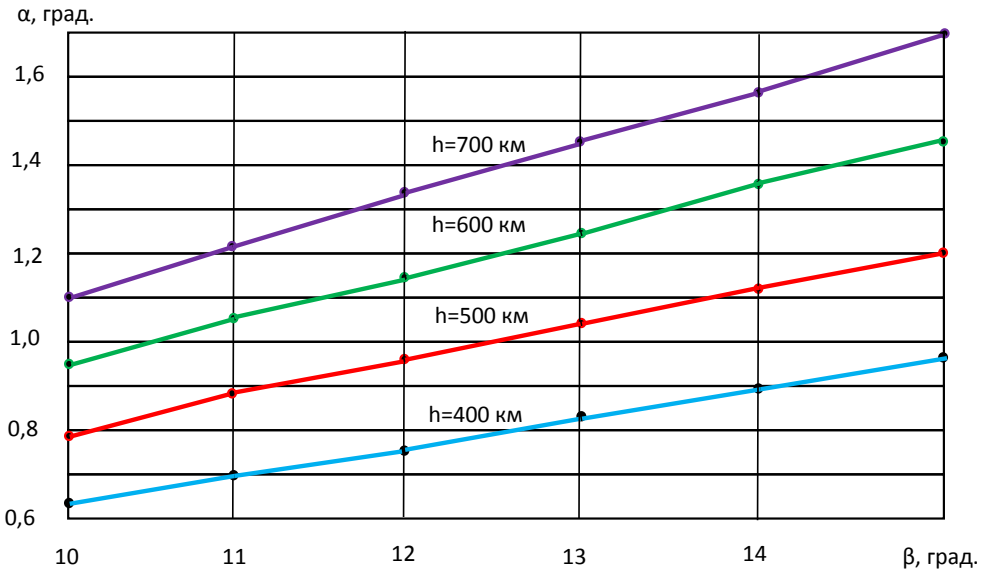



**Рисунок 2 – Зависимость центрального угла от угла разворота спутника ДЗЗ во время стереосъемки**

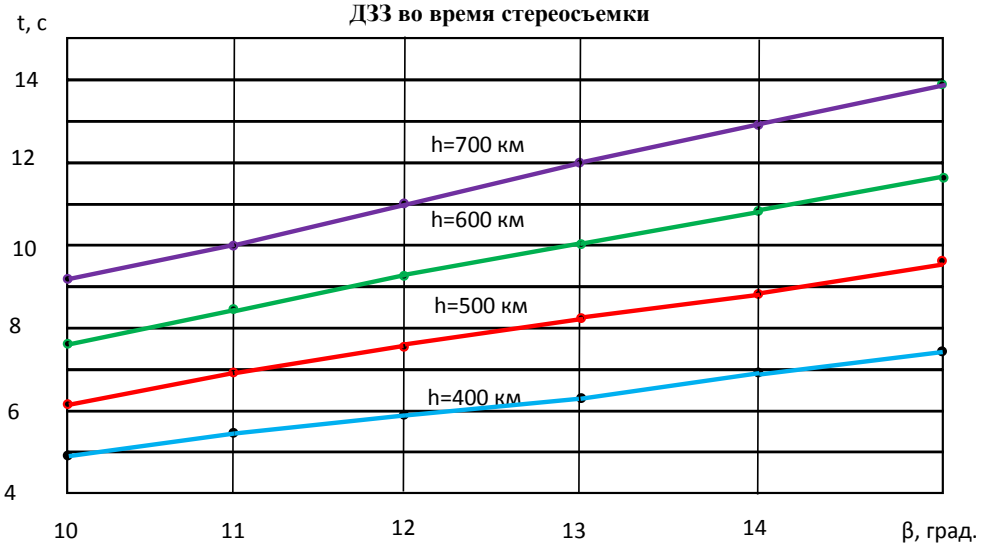



**Рисунок 3 – Зависимость времени разворота КА ДЗЗ во время стереосъемки от угла съемки**

**Таблица 3 – Зависимость необходимого управляющего момента ДМ для проведения стереосъемки от высоты орбиты и момента инерции КА**

| Высота, км | Управляющий момент, нм | | |
|---|---|---|---|
| | $J_1$ | $J_2$ | $J_3$ |
| 400 | 0,001167 | 0,001751 | 0,002334 |
| 500 | 0,000714 | 0,001072 | 0,001429 |
| 600 | 0,000475 | 0,000712 | 0,00095 |
| 700 | 0,000334 | 0,000501 | 0,000668 |

## Научная новизна

Разработано методическое обеспечение по выбору ДМ КА на проектных стадиях, учитывающее характеристики КА, высоту орбиты и допустимые углы стереосъемки, и позволяющее осуществлять режим стереосъемки на одном витке.

## Выводы

Установлены зависимости между управляющим моментом ДМ, характеристиками КА и углами его разворота в процессе стереосъемки. Разработаны рекомендации по выбору ДМ для осуществления режима стереосъемки на одном витке.

Проведено моделирование процесса углового движения КА в процессе стереосъемки, благодаря которому оценены изменения требований к выбору ДМ для разных КА, разных орбит и разных допустимых углов стереосъемки.

Разработанное методическое обеспечение позволяет на проектных стадиях создания КА дистанционного зондирования Земли формировать требованию к выбору ДМ для проведения стереосъемки.

Методическое обеспечение может быть также использовано при проектировании межпланетных кораблей для проведения стереосъемок планет при задании радиуса планеты и ускорения свободного падения на поверхности планеты.

## Библиографическое описание


1. Алексеев, Ю. С. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 2. Проектирование систем управления космических аппаратов и модулей орбитальных станций: учебник / Ю. С. Алексеев, Е. В. Белоус, Г. В. Беляев и др. / под общ. ред. Ю. С. Алексеева, Ю. М. Златкина, В. С. Кривцова, А. С. Кулика, В. И. Чумаченко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», НПП Хартрон-Аркос, 2012. – 680 с.
2. Ковтун В.С., Орловский И. В., Платонов В. Н. Способ управления космическим аппаратом дистанционного зондирования земли. Патент № 0002621933 Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королева". 08.06.2017.
3. Н.Н. Севастьянов, В.Н. Бранец В.А. Панченко и др. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли, ТРУДЫ МФТИ. – 2009. – Том 1, N 3, С. 14 – 22.
4. Желябов П.А., Кулабухов А.М. Методика выбора двигателей-маховиков для космических аппаратов // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. пр. Т. XXIII– Д: Ліра, 2017. – С. 10 – 16.



*Поступила в редколлегию 20.05.2021р.*


## Сведения об авторах

Гребенкина Елена Анатольевна, Украина
Днепровский национальный университет ім. Олеся Гончара. Старший преподаватель.
Сфера интересов - системы процессы управления

Кулабухов Анатолий Михайлович, Украина
Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара. Заведующий кафедрой, кандидат технических наук, доцент.
Сфера интересов - системы и процессы управления

Ларин Владимир Алексеевич, Украина
Днепровский национальный университет им. Олеся Гончар. Профессор, кандидат технических наук
Сфера интересов - системы и процессы управления

УДК 629.764

DOI: 10.15421/452118

# ЗАКОН РЕГУЛЮВАННЯ І ПОКАЗНИКИ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ РУХУ РАКЕТИ

В. В. Авдєєв

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро, Україна*

**Анотація. До основних показників системи стабілізації руху ракети прийнято відносити запас стійкості і точність, а також вимога до потужності виконавчого пристрою. Запас стійкості кількісно можна оцінити як відстань робочої точки у просторі коефіцієнтів закону регулювання до межі області стійкості і як запас за амплітудою і фазою частотної характеристики. В цій роботі він визначений на площині коренів характеристичного поліному як відстань від уявної осі комплексної площини до найближчого кореня. Для оцінки точності стабілізації вибрана приведена статична похибка кута рискання. Вимоги до потужності виконавчого пристрою визначаються як робота еквівалентного рульового органу на перехідному процесі компенсації постійного збурення. В умовах конкурентного середовища є необхідність вдосконалення методики встановлення залежності названих показників від параметрів ракети і закону регулювання. Об'єктом дослідження є система стабілізації плоского обертального руху ракети, предметом дослідження є точність, запас стійкості і приведена робота виконавчого пристрою на перехідному процесу компенсації збурення залежно від параметрів контуру управління. Мета полягає у розробці алгоритму встановлення залежності названих показників від наявності в законі регулювання доданків, пропорційних куту і кутовій швидкості еквівалентного рульового органу. Прийнята лінійна стаціонарна в околі певної точки траєкторії модель плоского обертального руху ракети із врахуванням інерції виконавчого пористою. Для випадку, коли з чотирьох координат вектору стану в законі регулювання враховуються тільки два, встановлені обмеження зверху запасу стійкості від параметрів виконавчого пристрою і діапазон розташування коренів характеристичного поліному на прямій, паралельній уявній осі комплексної площини. Для варіанту, у якому в законі регулювання беруться до уваги всі координати вектору стану, розроблений алгоритм оптимізації запасу стійкості і статичної похибки стабілізації. Оцінка вимоги до потужності виконавчого пристрою отримана з використанням моделі еквівалентного рульового органу у вигляді коливальної ланки, параметрами якої є жорсткість, коефіцієнт демпфування і момент інерції. Показано, що від розташування двох заданих коренів на прямій, паралельній уявній осі комплексної площини, залежать похибка стабілізації і вимога до потужності виконавчого пристрою без зміни запасу стійкості. Шляхом моделювання встановлено, що врахування в законі регулювання кута і кутової швидкості еквівалентного рульового органу виконавчого пристрою може дати покращення вибраних показників системи на 10 – 20 %. Матеріали роботи доповнюють методичну базу проектування системи стабілізації ракети.**

**Ключові слова: ЗАКОН РЕГУЛЮВАННЯ, ЗАПАС СТІЙКОСТІ, ПОХИБКА СТАБІЛІЗАЦІЇ.**

# ЗАКОН РЕГУЛИРОВАНИЯ И ПОКАЗАТЕЛИ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ

В. В. Авдеев

*Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, г. Днипро, Украина*

**Аннотация. К основным показателям системы стабилизации движения ракеты принято относить запас устойчивости и точность, а также требование к мощности исполнительного устройства. Запас устойчивости количественно можно оценить, как расстояние рабочей точки в пространстве коэффициентов закона регулирования до границы области устойчивости и как запас по амплитуде и фазе частотной характеристики. В этой работе он определен на плоскости корней характеристического полинома как расстояние от мнимой оси комплексной плоскости до ближайшего корня. Для оценки точности стабилизации выбрана приведенная статическая погрешность угла рыскания. Требования к мощности исполнительного устройства определяются как работа эквивалентного рулевого органа в переходном процессе компенсации постоянного возмущения. В условиях конкурентной среды становится актуальной необходимость совершенствования методики установления зависимости названных показателей от параметров ракеты и закона регулирования. Объектом исследования является система стабилизации плоского вращательного движения ракеты, предметом исследования является точность, запас устойчивости и приведенная работа исполнительного устройства на переходном процессе компенсации возмущения в зависимости от параметров контура управления. Цель заключается в**

© В. В. Авдєєв

**разработке алгоритма установления зависимости названных показателей от наличия в законе регулирования слагаемых, пропорциональных углу и угловой скорости эквивалентного рулевого органа. Принята линейная стационарная в окрестности определенной точки траектории модель плоского вращательного движения ракеты с учетом инерции исполнительного устройства. Для случая, когда из четырех координат вектора состояния в законе регулирования учитываются только два, установлены ограничения сверху запаса устойчивости от параметров исполнительного устройства и диапазон расположения корней характеристического полинома на прямой, параллельной мнимой оси комплексной плоскости. Для варианта, в котором в законе регулирования принимаются во внимание все координаты вектора состояния, разработанный алгоритм оптимизации запаса устойчивости и статической погрешности стабилизации. Оценка требования к мощности исполнительного устройства получена с использованием модели эквивалентного рулевого органа в виде колебательного звена, параметрами которой является жесткость, коэффициент демпфирования и момент инерции. Показано, что от расположения двух заданных корней на прямой, параллельной мнимой оси комплексной плоскости, зависят погрешность стабилизации и требование к мощности исполнительного устройства без изменения запаса устойчивости. Путем моделирования установлено, что учет в законе регулирования угла и угловой скорости эквивалентного рулевого органа исполнительного устройства может дать улучшение выбранных показателей системы на 10 - 20%. Материалы работы дополняют методическую базу проектирования системы стабилизации ракеты.**
**Ключевые слова: ЗАКОН РЕГУЛИРОВАНИЯ, ЗАПАС УСТОЙЧИВОСТИ, ОШИБКА СТАБИЛИЗАЦИИ.**

# LAW OF CONTROL AND INDICATORS OF THE MISSILE STABILIZING SYSTEM

V. Avdieiev

*Oles Honchar Dnipro national university, Gagarin avenue, 72, Dnipro, Ukraine*

**Abstract. The main indicators of the rocket stabilization system include the margin of safety and accuracy, as well as the requirement for the power of the executive device. The margin of stability can be quantified as the distance of the operating point in the space of the coefficients of the law of control to the boundary of the region of stability and as a margin for the amplitude and phase of the frequency response. In this work, it is defined on the plane of the roots of a characteristic polynomial as the distance from the imaginary axis of the complex plane to the nearest root. To estimate the accuracy of stabilization, the reduced static error of the yaw angle is chosen. Power requirements for the actuator are defined as the operation of the equivalent steering in the transient process of constant disturbance compensation. In a competitive environment, there is a need to improve the methodology for establishing the dependence of these indicators on the parameters of the missile and the law of control. The object of the study is the system of stabilization of the plane rotational motion of the rocket, the subject of the study is the accuracy, margin of safety and the work of the executive device on the transient process of disturbance compensation depending on the control circuit parameters. The aim is to develop an algorithm for establishing the dependence of these indicators on the presence in the law of regulation of terms proportional to the angle and angular velocity of the equivalent steering gear. A linear stationary model of the plane rotational motion of a rocket in the vicinity of a certain point of the trajectory with taking into account the inertia of the executive device is adopted. For the case when only two of the four coordinates of the state vector are taken into account in the law of control, the restriction from above of the stability margin from the parameters of the actuator and the range of roots of the characteristic polynomial on a straight, parallel imaginary axis of the complex plane are set. For the variant in which all coordinates of the state vector are taken into account in the law of control, the algorithm of optimization of a margin of stability and a static error of stabilization is developed. The estimation of the power requirement of the executive device is obtained using the model of the equivalent steering body in the form of an oscillating link, the parameters of which are stiffness, damping coefficient and moment of inertia. It is shown that the stabilization error and the power requirement of the executive device without changing the stability margin depend on the location of two given roots on the straight, parallel imaginary axis of the complex plane. By simulation it is established that taking into account in the law of control of an angle and angular speed of an equivalent steering gear of the executive device can give improvement of the chosen indicators of system by 10 - 20%. The materials of the work supplement the methodological basis of the missile stabilization system design.**
**Keywords: LAW OF REGULATION, STABILITY, STABILIZATION ERROR**.

## Вступ

Відомі особливості ракети як об'єкту управління полягають у наявності коливальних контурів, викликаних кінцевою жорсткістю корпуса і рухом вільної поверхні рідкого палива, широким діапазоном маси, висоти польоту і швидкості. Тому залежно від поставленої задачі дослідження порядок диференційних рівнянь, які описують процес стабілізації руху, може змінюватися від двох до 20. Але на першому етапі проектування у більшості випадків для вибору закону регулювання (ЗР) приймається математична модель четвертого порядку, у якій береться до уваги інерція виконавчого пристрою і рух тільки в одній площині стабілізації.

Переважна увага в роботах останніх років щодо стабілізації руху ракет і космічних апаратів приділяється способам врахування кінцевої жорсткості елементів конструкції, неповної визначеності параметрів моделі, окремих видів нелінійних характеристик її складових, обмежень можливостей виконавчого пристрою (ВП) або випадків його відмови; а також оптимізації ЗР [1].

Розроблений алгоритм стабілізації обертального руху ракети в умовах невизначеного положення центру мас і моменту інерції в результаті витрат палива, обґрунтований вибір ЗР і проведена оцінка точності [2].

Для випадків невизначеності окремих параметрів моделі та виходу регулятора на режим насичення описано використання нелінійного ЗР [3].

Показана можливість забезпечення стійкості обертального руху ракети при наявності певних несправностей ВП системи управління [4].

Встановлений зв'язок координат векторів помилок, які кількісно характеризують точність стабілізації кутового положення ракети при дії лінійного збурювального прискорення, з коефіцієнтами рівнянь збуреного руху і закону регулювання, що включає всі координати вектору стану відповідно до прийнятої моделі [5].

Шляхом включення в ЗР координат вектору стану ВП на прикладах статично стійкої і нестійкої ракети показана можливість вдосконалення СС з погляду показників: запас стійкості на площинах коренів ХП і двох коефіцієнтів ЗР [6].

Розроблений алгоритм перевірки забезпечення заданого запасу стійкості СС руху при відсутності статистичних характеристик неточно відомих параметрів моделі шляхом використання певної послідовності обходу вершин зони невизначеності [7, 8].

Запропоновано метод синтезу ЗР для випадку, коли математична модель СС складається із аналогової і дискретної частин [9]. Точність стабілізації характеризується квадратичним функціоналом чотирьох кінематичних параметрів корпусу в площині рискання із заздалегідь невідомими ваговими коефіцієнтами. Пошук мінімуму функціоналу проводиться у просторі чотирьох коефіцієнтів ЗР.

Аналіз доступних публікацій показує, що задача обґрунтованого вибору рівня складності ЗР СС руху ракети ще не має належного рішення.

В даній роботі проведений аналіз залежності показників СС від використання в ЗР еквівалентного кута повороту і кутової швидкості рульового органу ВП. За показники СС вибрані статична похибка компенсації постійного збурення, запас стійкості на площині коренів ХП і оцінка роботи ВП на перехідному процесі.

## Постановка задачі досліджень

Об'єктом дослідження є СС плоского обертального руху ракети, предметом дослідження є точність, запас стійкості і приведена робота ВП на перехідному процесу компенсації збурення від параметрів контуру управління. Мета полягає у розробці алгоритму встановлення залежності названих показників СС від наявності в ЗР доданків, пропорційних кінематичним параметрам ВП.

Об'єктом управління (ОУ) в СС є збурений рух корпусу ракети у площині рискання із урахуванням інерції ВП. Аналогічно [6] ОУ описується рівнянням:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\cdot\mathbf{x} + \mathbf{B}\cdot u + \mathbf{c}\cdot m_0, \qquad (1)$$

де координатами вектора **x** є кут і кутова швидкість рискання ($\psi, \dot{\psi}$), а також кут і кутова швидкість рульового органу еквівалентного ВП ($\delta, \dot{\delta}$), тобто

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \psi & \dot{\psi} & \delta & \dot{\delta} \end{bmatrix}^T .$$

В матрицю **A** входять параметри, які описують обертальний рух корпуса ракети ($a_{\psi\psi}, a_{\psi\delta}$) і рульового органу ВП, який приймається за коливальну ланку з постійною часу $T$ і коефіцієнтом демпфування $\xi$:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & 0 & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\mu & -\mu \cdot \xi \cdot T \end{bmatrix}, \ \mu = 1/T^2. \quad (2)$$

Якщо в ЗР – сигналі управління $u$ беруться до уваги тільки кут рискання $\psi$ та його похідна за часом, то

$$u = k_1 \cdot \psi + k_2 \cdot \dot{\psi} . \quad (3)$$

Коли, крім названих складових, в ЗР входять кінематичні параметри ВП, то

$$u = k_1 \cdot \psi + k_2 \cdot \dot{\psi} + k_3 \cdot \delta + k_4 \cdot \dot{\delta} . \quad (4)$$

Оскільки процес управління забезпечує ВП шляхом повороту еквівалентного рульового органу на кут $\delta$, то в рівнянні (1) вектор

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \mu \end{bmatrix}^T . \quad (5)$$

Викликане відхиленням конструкції ракети від геометричної і масової симетрії, а також вітром на атмосферній дільниці траєкторії збурення $m_0$, що входить в рівняння (1), діє на обертальний рух корпусу ракети, тому вектор

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T . \quad (6)$$

В даній роботі ставиться задача розширення методичної бази для обґрунтування рівня складності ЗР і значень його коефіцієнтів спираючись на такі показники СС: приведені статична похибка кута рискання $\psi(T_{tr})/m_0$ і робота ВП $A(T_{tr})/m_0^2$ на перехідному процесі компенсації збурення тривалістю $T_{tr}$, а також запас стійкості $\eta$ на площині коренів ХП – степінь стійкості.

**Рішення задачі**

Якщо ЗР має вигляд (3), тобто кінематичні параметри ВП не беруться до уваги, то із (1, 3, 5) слідує рівняння СС:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{\Phi_2} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{c} \cdot m_0 , \quad (7)$$

$$\mathbf{\Phi_2} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & 0 & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mu \cdot k_1 & \mu \cdot k_2 & -\mu & -\mu \cdot \xi \cdot T_{ac} \end{bmatrix} .$$

Як і в роботі [10] вектор помилок

$$\mathbf{er0} = -\mathbf{\Phi_2}^{-1} \cdot \mathbf{c} = \frac{-1}{a_{\psi\psi} + k_1 \cdot a_{\psi\delta}} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ k_1 \\ 0 \end{bmatrix} . \quad (8)$$

Усталений рух після закінчення перехідного процесу

$$\mathbf{x} = \mathbf{er0} \cdot m_0 . \quad (9)$$

З (8, 9) слідує один з вибраних вище показників СС – приведена статична похибка компенсації постійного збурення

$$\psi(Ttr) = \frac{-1}{a_{\psi\psi} + k_1 \cdot a_{\psi\delta}} . \quad (10)$$

Управління кутовим положенням еквівалентного рульового органу ВП в першому наближенні можна описати рівнянням коливальної ланки [6]:

$$I \cdot \ddot{\delta} + d \cdot \dot{\delta} + c_1 \cdot \delta = M ,$$

де $I$ – момент інерції рульового органу; $d$, $c_1$ – коефіцієнт демпфування і жорсткість поворотного пристрою; $M$ – обертальний момент ВП.

Як відомо, робота ВП за інтервал часу $dt$ це добуток обертального моменту на кут повороту рульового органу, тобто $M \cdot \dot{\delta} \cdot dt$, а протягом перехідного процесу тривалістю $T_{tr}$ вона дорівнює

$$A_p = \int_0^{T_{tr}} \left| M(t) \cdot \dot{\delta}(t) \right| \cdot dt . \quad (11)$$

Для її визначення може бути використаний розв'язок рівнянь (7) при постійній величині збурювального прискорення $m_0$ і нульових початкових значеннях.

Робота (11) пропорційна $m_0^2$, тому для кількісної оцінки якості перехідного процесу компенсації постійного збурення з погляду енергетичних витрат ВП доцільно використати цю величину, віднесену до квадрату збурення, тобто $A_p/m_0^2$.

Запас стійкості СС (7) на площині коренів ХП

$$Q(s) = \begin{bmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ s \\ s^2 \\ s^3 \\ s^4 \end{bmatrix} \qquad (12)$$

визначається у послідовності: коефіцієнти ХП залежно параметрів ОУ і коефіцієнтів ЗР $k_1$, $k_2$:

$$q = \begin{bmatrix} -\mu \cdot (a_{\psi\psi} + a_{\psi\delta} \cdot k_1) \\ -\mu \cdot (a_{\psi\psi} \cdot \xi \cdot T + a_{\psi\delta} \cdot k_2 \\ \mu - a_{\psi\psi} \\ \mu \cdot \xi \cdot T \\ 1 \end{bmatrix}; \qquad (13)$$

корені $s_i$ (i=1,…,4); встановлення кореня, у якого величина дійсної частини найменша. Останній крок послідовності може бути виконаний, наприклад, у середовищі Mathcad з використанням процедури

$$\eta f = \min_i(-\mathrm{Re}(\mathrm{roots}(q7)_i)),\ i = \overline{1,4},$$

де функція roots знаходить чотири кореня $s_i$ полінома (12) з коефіцієнтами (13), функція Re визначає їх дійсні частини, функція min вибирає найменшу з них.

Коефіцієнти ХП (12) $q_2$ і $q_3$ не залежать від ЗР (3), що обмежує зверху степінь стійкості η, тобто

$$\eta \le \frac{q_3}{4} = \frac{\xi}{4T}. \qquad (14)$$

Нерівність (14) випливає із теореми Вієта, згідно якої сума чотирьох коренів ХП (12) дорівнює $-q_3$. Звідси виходить, що для отримання максимально можливого запасу стійкості СС корені $s_i$ (i=1,…,4) повинні знаходитися на прямій, яка паралельна уявній осі комплексної площини.

Виходячи із теореми Вієта, яка встановлює зв'язок між коефіцієнтами і коренями полінома (12), можна показати, що два кореня $s_1$,$s_2$ на цій прямій можуть бути вибрані у вигляді:

$$s_{1,2} = -\frac{\xi}{4T} \pm \beta \cdot j,\ 0 \le \beta \le \beta_m,\ j^2 = -1,$$

а інші два кореня – $s_3$,$s_4$ визначаються із квадратного рівняння

$$s_4^2 - s_4 \cdot b_0 + a_0 = 0,\ s_3 = b_0 - s_4,$$

де $b_0 = -(q_3 + s_1 + s_2)$, $a_0 = q_2 - s_1 \cdot s_2 - b_0 \cdot (s_1 + s_2)$.

Обмеження зверху уявної частини коренів $s_1$,$s_2$

$$\beta_m = \sqrt{q_2 - \frac{3}{8} q_3^2}, \qquad (15)$$

воно випливає з вимоги розміщення чотирьох коренів ХП (12) на прямій, яка знаходиться на відстані $\frac{\xi}{4T}$ від уявної осі комплексної площини, що забезпечує найбільший запас стійкості (14) у випадку моделі СС (7).

Коли задані корені $s_1$, $s_2$ ХП (12) обидва дорівнюють $-\frac{\xi}{4T}$ (двократний дійсний корінь), то корені $s_{34} = -\frac{\xi}{4T} \pm \beta_m \cdot j$.

У загальному випадку $s_{12} = -\frac{\xi}{4T} \pm \beta \cdot j\ \ (0 \le \beta \le \beta_m)$, $s_{34} = -\frac{\xi}{4T} \pm \beta_{34} \cdot j$, де $\beta_{34} = \sqrt{\beta_m^2 - \beta^2}$; з цього слідує можливість отримати двократні комплексно спряжені корені з уявною частиною $\beta_* = \beta_m / \sqrt{2}$.

Коефіцієнти ЗР $k_1$, $k_2$ визначаються з (13) і співвідношень теореми Вієта:

$$q_0 = -\mu \cdot (a_{\psi\psi} + a_{\psi\delta} \cdot k_1) = \prod_{i=1}^{4} s_i;$$

$$q_1 = -\mu \cdot \left[ a_{\psi\psi} \cdot \xi \cdot Tac + a_{\psi\delta} \cdot k_2 \right] = \\ = -s_1 \cdot s_3 \cdot s_4 - s_2 \cdot s_3 \cdot s_4 - s_1 \cdot s_2 \cdot s_3 - s_1 \cdot s_2 \cdot s_4.$$

Як показують розрахунки для випадку даних в табл. 1, від вибору заданих коренів $s_{12}$ на прямій, яка знаходиться на відстані $\frac{\xi}{4T}$ від уявної осі комплексної площини, залежать показники СС: приведені статична похибка (10) і робота ВП (11) на перехідному процесі

компенсації збурення (табл. 2), при цьому запас стійкості залишається незмінним.

Згідно (14) і параметрам ВП (табл. 1) максимально можливий запас стійкості

$$\frac{\xi}{4T} = 3\,c^{-1},$$

тобто це відстань прямої від уявної осі площини коренів ХП.

У варіанті 1 на цій прямій розміщені заданий двократний дійсний корінь та два комплексно спряжених кореня з уявною частиною (15).

**Таблиця 1 – Параметри моделі.**

| $a_{\psi\psi}$ | $a_{\psi\delta}$ | $\xi$ | $T$ | $I$ | $d$ | $c_1$ |
|---|---|---|---|---|---|---|
| $c^{-2}$ | | - | с | кг·м$^2$ | Н·м·с | Н·м/рад |
| 1.811 | -0.295 | 1.2 | 0.1 | 2 300 | 2 300 | 3 200 050 |

**Таблиця 2 – Показники СС (7) залежно від варіанту розташування коренів на прямій, паралельній уявній осі площини коренів ($m_0$=0.013 с$^{-2}$, $T_{tr}$=5 с).**

| № | $s_1$, $s_2$ | $s_3$, $s_4$ | $\psi(\infty)/m_0$, град/(1/с$^2$) | $A_p/m_0^2\cdot10^{-7}$, Н·м·с$^4$ | $k_\psi$ | $k'_\psi$ |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | -3, -3 | -3±6.47 | 11.97 | 6.678 | 22.366 | 13.385 |
| 2 | -3±4.7 | -3±4.7 | 5.93 | 12.95 | 38.914 | 13.385 |

У варіанті 2 використана можливість отримати двократні комплексно спряжені корені з уявною частиною $\beta_* = \beta_m / \sqrt{2}$. При цьому у порівнянні з варіантом 1 приведена статична похибка зменшилася приблизно удвічі, але суттєво зросли вимоги до потужності ВП.

Якщо кінематичні параметри ВП – кут і кутова швидкість рульового органу враховуються в ЗР, то із (1, 4, 5) слідує рівняння СС:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{\Phi_4}\cdot\mathbf{x} + \mathbf{c}\cdot m_0, \qquad (16)$$

$$\mathbf{\Phi_4} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & 0 & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mu\cdot k_1 & \mu\cdot k_2 & \mu\cdot(k_3-1) & \mu\cdot(k_4-\xi\cdot T) \end{bmatrix}.$$

Для варіанту СС (16) вектор похибок

$$\mathbf{er0} = -\mathbf{\Phi}^{-1}\cdot\mathbf{c} = \frac{1}{a_{\psi\psi}\cdot(k_3-1)-k_1\cdot a_{\psi\delta}}\begin{bmatrix} 1-k_3 \\ 0 \\ k_1 \\ 0 \end{bmatrix},$$

першою координатою цього вектора є приведена статична похибка кута рискання

$$\psi(T_{tr})/m_0 = \frac{1-k_3}{(k_3-1)\cdot a_{\psi\psi}-k_1\cdot a_{\psi\delta}}. \qquad (17)$$

Очевидний мінімум величини (17), коли максимальне відношення коефіцієнтів ЗР $\kappa_1/(\kappa_3-1)$, але в цій точці чотиривимірного простору коефіцієнтів ЗР задана степінь стійкості може не бути забезпечена. Для вирішення задачі отримання найменшого значення оцінки похибки стабілізації (17) при умові збереження у заданих межах запасу стійкості і вимог до потужності ВП визначаються межі простору коефіцієнтів ЗР, від яких залежить оцінка (17), шляхом використання необхідних і достатніх умов стійкості.

На відміну від (13) для СС (7), коефіцієнти ХП СС (16)

$$q = \begin{bmatrix} \mu\cdot(k_3\cdot a_{\psi\psi}-a_{\psi\psi}-a_{\psi\delta}\cdot k_1) \\ \mu\cdot[a_{\psi\psi}\cdot(k_4-\xi\cdot T)-a_{\psi\delta}\cdot k_2] \\ -\mu\cdot(k_3-1)-a_{\psi\psi} \\ \mu\cdot(\xi\cdot T-k_4) \\ 1 \end{bmatrix}. \qquad (18)$$

Наближену оцінку обмеження зверху коефіцієнта ЗР $\kappa_1$ можна знайти відомим методом D – розбиття приймаючи $\kappa_3$ і $\kappa_4$ нульовими. Границя області стійкості на площині $\kappa_1$ $\kappa_2$ – це парабола

$$k_1 = a\cdot\kappa_2^2 + b\cdot k_2 + c,$$

$$a = \frac{a_{\psi\delta}}{\xi^2}, \quad b = \frac{T \cdot (\mu + a_{\psi\psi})}{\xi}, \quad c = 0;$$

абсциса її вершини $k_{1\max} = \frac{-b^2}{4a}$. Діапазон можливих значень коефіцієнта ЗР $\kappa_3$ при зафіксованому $\kappa_1$ може бути визначений із необхідних умов стійкості: коефіцієнти ХП (18) $q_1$ і $q_3$ повинні бути додатними.

Користувач вибирає інтервал огляду площини $\kappa_1$ $\kappa_3$, для подальшого аналізу з них виділяються точки, в яких степінь стійкості η додатна і статична похибка менше отриманої при відсутності в ЗР доданків, пропорційних куту δ і кутовій швидкості $\dot{\delta}$ повороту рульового органу ВП.

При зафіксованому положенні виділеної точки і відповідній статичній похибці на площині коефіцієнтів ЗР $\kappa_2$ $\kappa_4$ з використанням відомих процедур пошуку екстремуму (наприклад, Maximize в середовищі Mathcad) знаходиться найбільша степінь стійкості η.

Якщо показники СС – приведена статична похибка $\psi(\infty)/m_0$ і ступінь стійкості η переважають ті, що отримані при відсутності в ЗР доданків, пропорційних δ та $\dot{\delta}$, то можна зробити висновок про доцільність їх використання в ЗР.

Для даних табл. 1 експеримент, проведений за описаним алгоритмом, дав показники, які можуть служити обґрунтуванням використання в ЗР кінематичних характеристик ВП (табл. 3). Так порівняння другого і першого рядків табл. 3 показує, що для цього прикладу ускладнення ЗР привело до зменшення похибки стабілізації на приблизно на 20%, роботи ВП на компенсацію збурення на 16% і збільшення запасу стійкості на 26%.

**Таблиця 3 – Показники СС залежно від рівня складності ЗР.**

| $k_1$ | $k_2$ | $k_3$ | $k_4$ | $\psi(\infty)/m_0$, град/(1/с$^2$) | $\eta$ | $A_p/m_0^2 \cdot 10^{-7}$, Н·м·с$^4$ |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 38.914 | 13.385 | 0 | 0 | 5.93 | 3 | 12.95 |
| 71.274 | 23.317 | -0.468 | -0.034 | 4.58 | 3.79 | 10.91 |
| 87.843 | 23.634 | -0.468 | -0.019 | 3.44 | 3.47 | 13.16 |

**Наукова новизна**

1. Показано, що найбільший запас стійкості СС моделі (7) на площині коренів ХП має місце, коли всі корені розміщені на прямій, яка паралельна уявній осі і знаходиться на відстані $\xi/(4T)$ від неї, а також встановлений діапазон можливих значень їх уявної частини. Це дає можливість розрахувати коефіцієнти ЗР, у якому відсутні кінематичні параметри ВП, з урахуванням вибраного пріоритетного показника.

2. Отримані аналітичні залежності приведеної статичної похибки від коефіцієнтів ЗР для СС, що описані моделями (7) і (16).

3. Для СС моделі (16) розроблений алгоритм визначення ЗР спираючись на точність стабілізації, запас стійкості на площині коренів ХП і роботу ВП на перехідному процесі компенсації постійного збурення, що дає внесок у повноту методичної бази проектування.

**Висновки**

Встановлена залежність максимального запасу стійкості від параметрів ВП для варіанту, в якому його кінематичні параметри не входять в ЗР, і визначений діапазон двох заданих коренів на прямій, паралельній уявній осі комплексної площини, де зберігається найбільший запас стійкості.

Розроблений алгоритм оптимізації двох показників СС: статичної похибки компенсації збурення і запасу стійкості.

Приклади розрахунків показують, що використання в ЗР кінематичних параметрів ВП може дати покращення на 10 – 20 % статичної похибки компенсацій збурення, запасу стійкості і потужності ВП.

## Бібліографічні посилання


1. Авдєєв В.В. Редукований пристрій спостереження в системі стабілізації руху ракети / Радіоелектроніка, інформатика, управління. – 2020. – № 2, С. 165–172. DOI 10.15588/1607-3274-2020-2-17.
2. Thakur D., Srikant S., Akella M. Adaptive attitude-tracking control of spacecraft with uncertain time-varying inertia parameters / Journal of guidance, control, and dynamics. – 2015. – Vol. 38, Issue 1. – P. 41–52. DOI: 10.2514/1 G000457 G000457. 1. – P. 41–52. DOI: 10.2514/1.G000457.
3. Li M., Hou M., Yin C. Adaptive attitude stabilization control design for spacecraft under physical limitations / Journal of guidance, control, and dynamics. – 2016. – Vol. 39, Issue 9. – P. 2179–2183. DOI: 10.2514/1.G000348.
4. Senqiang Z., Danwei W, Qiang S. et. al.Satellite Attitude Stabilization Control with Actuator Faults / Journal of guidance, control, and dynamics. – 2017. – Vol. 40, Issue 5. P. 1304–1313. https://doi.org/10.2514/1.G001922.
5. Авдєєв В.В. Вплив неповної інформації про вектор стану на характеристики системи стабілізації ракети / Вісник ДНУ № 4, Т. 25, серія РКТ, вип. 20, 2017. С. 3 – 11.
6. Авдєєв В.В. Використання інформації про вектор стану виконавчого пристрою в системі стабілізації обертального руху ракети / Радіоелектроніка, інформатика, управління / № 3, 2018. С. 174 – 182.
7. Avdeyev V. Stabilization of rocket motion / Space technologies: present and future: VII Міжнародна конференція, Дніпро, 21–24 травня 2019 р.: тези доповідей. Дніпро: ДП КБ Південне, 2019. С. 114
8. Авдєєв В.В. Стабілізація руху ракети в умовах невизначеності / Авиационно–космическая техника и технология / Харьков «ХАИ», 2018. № 6 (150) С. 12 – 18. doi: 10.32620/aktt.2018.6.02.
9. Александров Е.Е., Александрова Т.Е. Параметрический синтез цифрового стабилизатора космической ступени ракеты-носителя с жидкостным реактивным двигателем на активном участке полета / Проблемы управления и информатики, 2020. № 3. С. 80–92.
10. Авдеев В. В. Коэффициенты ошибок стабилизации вращательного движения ракеты Техническая механика. 2014, № 3. С. 71 – 78.


*Надійшла до редколегії 15.03.2021 р.*

## Відомості про автора

Авдєєв Вольт Васильович, Україна, Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара. Професор, доктор технічних наук
Сфера інтересів - динаміка, балістика і керування рухом ракетно-космічних літальних апаратів

УДК 532.526

DOI: 10.15421/452119

# ВИЗНАЧЕННЯ СТУПЕНЮ ВПЛИВУ ЗЛЕДЕНІННЯ НА ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ

С. В. Алексєєнко

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, вулиця Наукова 11, 49010, Україна*

**Анотація. В певних льотних умовах переохолоджені краплі води, що містяться в хмарах, можуть замерзати, потрапляючи на аеродинамічні поверхні літальних апаратів. Крижані нарости, які в результаті цього утворюються, можуть мати істотний вплив на аеродинаміку літака, змінюючи шорсткість поверхні та її форму. Але питання визначення ступеню негативного впливу зледеніння на літальний апарат, який має певні компоновку, аеродинамічну форму і розміри в певних метеорологічних та льотних умовах, є досить складним і все ще залишається далеким від завершення. В роботі запропоновано та проілюстровано методику визначення ступеню негативного впливу зледеніння на літальний апарат, яка знаходиться у відповідності до нормативної документації та існуючої системи визначень умов зледеніння, та дозволяє враховувати як конфігурацію і розміри літального апарату, так і метеорологічні та льотні умови. Методика заснована на розробленому програмно-методичному забезпеченні, яка дозволяє чисельно моделювати процеси обмерзання аеродинамічних поверхонь літальних апаратів. При описі повітряно-крапельного потоку і процесу випадіння вологи на обтічну поверхню використано модель взаємопроникних середовищ, а при описі процесу наростання криги – методика, що базується на рівняннях нерозривності і збереження енергії. На прикладі профілю NACA 0012 проведено дослідження впливу зледеніння на літальний апарат в широкому діапазоні льотних і метеорологічних параметрів, результати розрахунків представлені у вигляді чотирипараметричних номограм. Наведена систематизація результатів дозволить швидко аналізувати небезпеку зледеніння за запланованим маршрутом польоту в відомих метеорологічних умовах, а також під час польоту з використанням поточних даних стану атмосфери, виробляти рекомендації щодо зміни плану польоту. Методика може бути доповнена детальним врахуванням впливу зледеніння на аеродинамічні характеристики, стійкість та керованість літального апарату.**

**Ключові слова: ЗЛЕДЕНІННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ, НАРОСТАННЯ КРИГИ, ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ, ВПЛИВ ЗЛЕДЕНІННЯ НА ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ**

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТЕПЕНИ ВЛИЯНИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

С. В. Алексеенко

*Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепр, улица Научная 11 49010, Украина*

**Аннотация. В определенных летных условиях переохлаждённые капли воды, содержащиеся в облаках, могут замерзать, попадая на аэродинамические поверхности летательных аппаратов. Образующаяся наледь может оказывать существенное влияние на аэродинамику самолета, изменяя шероховатость поверхности и ее форму. При этом вопрос определения степени негативного влияния обледенения на летательный аппарат, который имеет определенные компоновку, аэродинамическую форму и размеры при полете в заданных метеорологических и летных условиях, является достаточно сложным и все еще остается далеким от завершения. В работе предложено и проиллюстрировано методику определения степени негативного влияния обледенения на летательный аппарат, который находится в соответствии с нормативной документацией и существующей системой определений условий обледенения, и позволяет учитывать, как конфигурацию и размеры летательного аппарата, так и метеорологические и летные условия. Методика основана на разработанном программно-методическом обеспечении, которое позволяет численно моделировать процессы обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов. При описании воздушно-капельного потока и процесса выпадения влаги на обтекаемую поверхность использована модель взаимопроникающих сред, а при описании процесса нарастания льда – методика, базирующаяся на уравнениях неразрывности и сохранения энергии. На примере профиля NACA 0012 проведены исследования влияния обледенения на летательный аппарат в широком диапазоне летных и метеорологических параметров, результаты расчетов представлены в виде**

© С. В. Алексєєнко

**четырехпараметрических номограмм. Приведенная систематизация результатов позволит быстро анализировать опасность обледенения по запланированному маршруту полета в известных метеорологических условиях, а также во время полета с использованием текущих данных о состоянии атмосферы, вырабатывать рекомендации по изменению плана полета. Методика может быть дополнена подробным учетом влияния обледенения на аэродинамические характеристики, устойчивость и управляемость летательного аппарата.**
**Ключевые слова: ОБЛЕДЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ, НАРАСТАНИЯ ЛЬДА, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, ВЛИЯНИЕ ОЛЕДЕНЕНИЯ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ**

# DETERMINING THE INFLUENCE OF ICING ON THE AIRCRAFT

S. Alekseyenko

*Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Naukova Street 11, 49010, Ukraine*

**Annotation. In certain flight conditions, supercooled water droplets contained in clouds can freeze, falling on the aerodynamic surfaces of the aircraft. The resulting ice build-up can have a significant effect on the aerodynamics of the aircraft, changing the shape of the surface itself and its roughness. However, the question of determining the degree of this negative effect of icing on the aircraft, which has a certain layout, configuration and dimensions under given meteorological and flight conditions, is rather complicated and still far from complete. The paper proposes and illustrates a methodology for determining the degree of the negative impact of icing on the aircraft, which is following the regulatory documentation and the existing system for determining icing conditions, and allows taking into account both the configuration and dimensions of the aircraft, as well as meteorological and flight conditions. The technique is based on the developed software and methodological support, which allows to numerically simulate the processes of icing of aerodynamic surfaces of the aircraft. When describing the air-droplet flow and moisture deposition on a streamlined surface, the model of interpenetrating media was used, and when describing the process of ice growth, a technique based on the equations of continuity and conservation of energy was used. Concerning the example of the NACA 0012 airfoil, systematic studies of the effect of icing on an aircraft were carried out in a wide range of flight and meteorological parameters; the calculation results in the form of four-parameter nomograms are presented. The given systematization of the results will make it possible to quickly analyze the icing hazard along the planned flight route in known meteorological conditions, as well as during the flight using current meteorological data, to develop recommendations for changing the flight plan. The technique can be supplemented with a detailed account of the effect of icing on the aerodynamic characteristics, stability and controllability of the aircraft.**
**Key words: ICING OF AERODYNAMIC SURFACES, NUMERICAL SIMULATION, INFLUENCE OF ICING ON THE AIRCRAFT**

## Вступ

Зледеніння літальних апаратів в польоті є загальновизнаною серйозною проблемою безпеки, якій останнім часом у всьому світі приділяється все більше уваги. В певних льотних умовах переохолоджені краплі води, що містяться в хмарах, можуть замерзати, потрапляючи на передній край фюзеляжу, крил, на елементи оперення, деталі авіаційних двигунів. Крижані нарости, які в результаті цього утворюються на обтічних поверхнях, можуть мати істотний вплив на аеродинаміку літака: змінюється форма самої поверхні, її шорсткість, змінюється структура течії, що призводить до зменшення максимальної підйомної сили, збільшення лобового опору, утворення відривних зон, зменшення кута зриву потоку з крила, проблемам із забезпеченням стійкості та керованості літального апарату в цілому.

При цьому питання визначення ступеню негативного впливу зледеніння на літальний апарат, який має певні компоновку, конфігурацію і розміри в заданих метеорологічних і льотних умовах, є досить складним і все ще залишається далеким від завершення [1].

Застосування існуючої системи критеріїв інтенсивності зледеніння, які передбачають *незначну, легку, помірну* і *сильну* ступені зледеніння в залежності від його впливу на літальний апарат, які були запропоновані ще в 1960-і роки [2], пов’язане з рядом проблем. Так, визначення взаємозв’язку умов зледеніння з небезпекою польоту в цих умовах не є однозначним, оскільки запропонована градація є, з одного боку, нечіткою і

суб'єктивною, з іншого боку, зледеніння в одних і тих же умовах буде впливати по-різному на різні типи літальних апаратів [1, 3].

Нормативними документами, які використовують на практиці при проектуванні систем захисту від зледеніння, а також при сертифікації літальних апаратів для польотів в умовах зледеніння є Авіаційні правила Міждержавного авіаційного комітету (Україна, країни пострадянського простору), Сертифікаційні специфікації Європейського агентства з безпеки польотів (Європейський союз), Зведення нормативних актів Федерального управління цивільної авіації (ФАУ) (США). Оскільки, з одного боку, вміст розділів щодо умов зледеніння Авіаційних правил гармонізовано із вмістом відповідних розділів сертифікаційних специфікацій і Норм льотної придатності ФАУ, а з іншого боку, питання, пов'язані з впливом зледеніння на літальний апарат, найбільш повно відображені в роботах, опублікованих у США, в даній роботі наводяться посилання на нормативну документацію, прийняту ФАУ.

**Прийняті терміни ступеню зледеніння**

По суті, визначення, що використовуються аж до теперішнього часу згідно з правилами ФАУ, для оцінки інтенсивності зледеніння (табл. 1 [2]) були вперше сформульовані для необладнаних системою захисту від зледеніння військових літаків ще в 1950-х роках, а потім були адаптовані як для обладнаних, так і необладнаних системами захисту від зледеніння літаків цивільної авіації в 1960-х роках. При цьому ступінь впливу на літальний апарат в цих визначеннях приведена в припущенні незахищеного від зледеніння літака [1].

**Відомі підходи до визначення ступеню впливу зледеніння**

Терміни *незначне*, *легке*, *помірне* і *сильне* спочатку були введені, маючи на увазі опис атмосферних умов, в яких можливе зледеніння [4]. Надалі, з метою оцінки кількості криги, яка може наростати на поверхнях літака під час польоту в таких атмосферних умовах, як критерій інтенсивності зледеніння була обрана швидкість наростання криги на нерухомому циліндрі діаметром 7,5 см. Цей циліндр виконував роль зонда, розміщеного в області переднього краю крила, при «стандартній швидкості польоту» 321 км/год. Такий підхід був досить простим і ефективним способом оцінки небезпеки зледеніння. Отримана шкала критерію інтенсивності зледеніння приведена в табл. 2 [1, 4].

В подальшому досвід застосування цієї системи оцінки показав, що в умовах польоту, які характеризуються, відповідно до наведеної шкали, *помірною* інтенсивністю зледеніння, досить часто виникали серйозні проблеми з керованістю. В результаті було запропоновано змінити класифікацію умов зледеніння, додавши градацію ступеня *сильна* і *дуже сильна* [4], хоча в подальшому ця пропозиція не знайшла широкого застосування [1].

Крім того, для метеорологічних служб, при необхідності надання інформації про існуючі або прогнозовані умови зледеніння по заданому маршруту польоту, така система оцінки ступеня зледеніння виявилася непридатною в силу неможливості завчасного проведення подібних вимірів в атмосфері. В результаті виникла необхідність використання альтернативного критерію. Замість швидкості наростання криги була обрана величина, яка може бути попередньо оцінена для різних типів хмар і погодних умов – вміст переохолодженої води в хмарах, або водність (*LWC*). Ця альтернативна шкала для оцінки інтенсивності зледеніння наведена в табл. 3 [1,4].

Надалі, до 1956 року [5] на літаках військової авіації циліндричний датчик був замінений на менший за розміром (*1,27 см*). У табл. 4 наведено взаємозв'язок між водністю і швидкістю наростання криги на цьому зменшеному датчику [1,5].

**Таблиця 1 – Визначення, що використовуються для оцінки ступеня зледеніння**

| Ступінь зледеніння | Вплив на літальний апарат |
|---|---|
| Незначна | Заледеніння стає відчутним. Інтенсивність накопичення криги трохи вище, ніж інтенсивність сублімації. Таке зледеніння безпечно навіть для літака, необладнаного системою захисту від зледеніння (за умови, що літак знаходиться в таких умовах не більше *1 години*) |
| Легка | Крига, що утворюється, може стати небезпечною в разі тривалого польоту в таких умовах (більше *1 години*). Активація за необхідністю системи проти-/антизледеніння видаляє/запобігає накопиченню криги. Такі умови не є небезпечними, якщо літак обладнаний системою захисту від зледеніння |
| Помірна | Інтенсивність зледеніння є такою, що навіть нетривале перебування літака в умовах, що розглядаються, є потенційно небезпечним. Необхідно використання системи проти-/антизледеніння або зміна курсу |
| Сильна | Інтенсивність зледеніння є такою, що навіть використання системи проти-/антизледеніння є недостатнім для забезпечення безпеки польоту. Необхідна термінова зміна курсу з метою виходу з умов зледеніння |

**Таблиця 2 – Оригінальна шкала інтенсивності зледеніння**

| Інтенсивність наростання криги на циліндричному датчику діаметром *7,5 см* при швидкості набігаючого потоку *321 км/год*, (*г/см$^2$ на годину*) | Інтенсивність зледеніння |
|---|---|
| 0,00-0,10 | Незначна |
| 1,01-6,00 | Легка |
| 6,01-12,00 | Помірна |
| > 12,00 | Сильна |

**Таблиця 3 – Альтернативна шкала інтенсивності зледеніння для метеорологічних служб**

| Водність (*г/м$^3$*) | Інтенсивність зледеніння |
|---|---|
| 0,0-0,1 | Незначна |
| 0,1-0,6 | Легка |
| 0,6-1,2 | Помірна |
| > 1,2 | Сильна |

При цьому в табл. 4 в порівнянні з табл. 3 змінені діапазони значень в категорії водності, причому друга категорія розбита на два менших інтервали. Визначення інтенсивності були змінені, додані *сильні* і *дуже сильні* умови зледеніння. Також в таблицю включені дані про ступінь впливу криги на літальний апарат.

До 1964 року система оцінки небезпеки зледеніння була переглянута і рекомендована Національним координаційним комітетом з авіаційної метеорології (NCCAM) до використання як у цивільній, так і у військовій авіації (табл. 5) [1,6,7].

До 1968 року були внесені подальші зміни і рекомендації (табл. 5). Уточнено формулювання в стовпчиках «Вплив на літальний апарат» і «Реакція пілота», введений характерний часовий інтервал процесу зледеніння – в якості такого значення для умов *незначного* і *легкого* зледеніння був обраний інтервал тривалістю *1 годину* [1,6,7].

Умови зледеніння оцінювалися через ступінь впливу такого зледеніння на конкретний літальний апарат, проте при цьому залишалося неясним, яким чином використовувати ці оцінки для різних типів літальних апаратів. Також необхідно відзначити, що в цій системі були відсутні

критерії оцінки на підставі будь-яких кількісних даних з датчиків зледеніння чи інших вимірювальних систем. Тому з точки зору практичного застосування в інженерних розрахунках або для складання прогнозів такий підхід мав обмежене застосування.

Надалі система оцінки ступеня зледеніння і її впливу на літальний змінювалася з урахуванням визначень, вимог і експлуатаційних правил, що містяться в нормативній документації. Узагальнено, взаємозв'язок між визначеннями ступеня небезпеки зледеніння, введеними термінами і експлуатаційними правилами, може бути представлена у вигляді табл. 6 [1].

**Шляхи вдосконалення системи визначення ступеню впливу зледеніння на літальний апарат**

*Водність*. Як було зазначено вище, створення системи оцінки ступеню небезпеки умов зледеніння тільки на основі кількісних даних про рідкий вміст хмар є ускладненим, оскільки інтенсивність зледеніння буде залежати також і від температури і швидкості польоту, крім того, зледеніння при одній і тій же водності буде мати істотно різну ступінь впливу на різні типи літальних апаратів.

**Таблиця 4 – Шкала оцінки ступеня зледеніння, яка використовується ВПС США в 1956 році**

| Ступінь зледеніння | Вплив на літальний апарат | Водність (*г/м*$^3$) | Інтенсивність наростання криги на циліндричному датчику діаметром *1,27 см* | |
|---|---|---|---|---|
| | | | *см на 20 км* | *км на 1,27 см* |
| Незначна | Незначні утворення криги на ділянках поверхонь літальних апаратів, які обігріваються | від 0 до 0,125 | від 0 до 0,25 | 100 і більше |
| Легка | Дій зі зміни курсу не потрібно (немає істотного впливу на аеродинамічні характеристики літального апарату) | від 0,125 до 0,25 | від 0,25 до 0,50 | від 50 до 100 |
| Помірна | Дії щодо зміни курсу бажані (вплив зледеніння на аеродинамічні характеристики літального апарату суттєвий) | від 0,25 до 0,6 | від 0,50 до 1,00 | від 25 до 50 |
| Сильна | Дії щодо зміни курсу необхідні (тривале перебування в умовах зледеніння неможливе) | від 0,6 до 1,0 | від 1,00 до 2,00 | від 13 до 25 |
| Дуже сильна | Потрібні негайні дії щодо зміни курсу (можлива тривалість перебування в умовах зледеніння обмежена кількома хвилинами) | 1,0 і більше | 2,00 і більше | від 0 до 13 |

**Таблиця 5 – Шкала оцінки ступеня зледеніння, прийнята NCCAM в 1964 році**

| Ступінь зледеніння | Інтенсивність наростання криги на циліндричному датчику діаметром *1,27 см* | Вплив на літальний апарат | Реакція пілота |
|---|---|---|---|
| Незначна | *1,27 см* на *74 км* | Наявність криги на поверхнях літального апарату відчутна, проте інтенсивність зледеніння практично порівнянна з інтенсивністю сублімації. Такі умови не представляють небезпеки для літального апарату, якщо не зустрічаються протягом тривалого періоду часу | Використання системи захисту від зледеніння не потрібно |
| Легка | *1,27 см* на *55,5 км* | Зледеніння може становити небезпеку, якщо політ в таких умовах триває досить довго, при цьому не потрібні дії щодо зміни курсу польоту | Може знадобитися активація системи захисту від зледеніння |
| Помірна | *1,27 см* на *37 км* | Заледеніння становить небезпеку навіть при короткочасному попаданні літального апарату в такі умови | Необхідна негайна зміна курсу польоту або обов'язкова активація системи захисту від зледеніння |
| Сильна | *1,27 см* на *18,5 км* | В таких умовах, система захисту від зледеніння не може забезпечити безпеку польоту | Негайна зміна курсу польоту з метою виходу з умов зледеніння |

**Таблиця 6 – Зв'язок між інтенсивністю зледеніння і льотними правилами Федерального управління цивільної авіації США**

| Ступінь зледеніння | Вплив на незахищений літак | Реакція пілота | | |
|---|---|---|---|---|
| | | Літак має обмеження на польоти в умовах зледеніння (незахищений літак) | Обмежений захист від зледеніння (згідно 14 CFR 135.227 b2, але не сертифікований за приміткою 4) | Літак сертифікований для польоту в умовах зледеніння (14 CFR 135) |
| Незначна | Безпечно на протязі до *1 години* польоту | Не потребує (якщо умови не погіршуються або тривають не більше *1 години*) | Не потребує (якщо умови не погіршуються або тривають не більше години) | Не потребує (якщо умови не погіршуються або тривають не більше години) |
| Легка | Можуть виникнути проблеми на протязі *1 години* польоту | Необхідно ухилитися від відомих умов зледеніння | Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему протизледеніння | Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему протизледеніння |

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| Помірна | Потенційно небезпечно навіть у випадку виникнення короткочасних умов зледеніння | Необхідно ухилитися від відомих умов зледеніння | Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему протизледеніння | Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему протизледеніння |
| Сильна | Небезпечно | Негайний вихід із умов зледеніння | Негайний вихід із умов зледеніння | Необхідно використовувати систему антизледеніння або систему протизледеніння (можливе виникнення необхідності ухилення) |

*Швидкість наростання криги*. Ідея використання швидкості наростання криги на аеродинамічних поверхнях літального апарату в якості критерію, при оцінці ступеня небезпеки зледеніння, має на меті визначення товщини криги, наростаючої на критично важливих ділянках поверхонь, таких як передній край крил, елементів хвостового оперення, за одиницю часу. При цьому проблемою також є те, що ступінь впливу на літальний апарат наросту криги однієї і тієї ж товщини буде істотно залежати від розміру і форми профілю обтічної поверхні. Крім того, суттєвим фактором також буде форма наростаючої криги – «рогоподібні» нарости склоподібної криги будуть мати набагато більший негативний вплив ніж «гладкі» добре обтічні нарости пухкої криги.

*Вплив на аеродинамічні і експлуатаційні характеристики літального апарату*. В роботі [8] при розробці визначень і рекомендацій, що відносяться до правил польотів в умовах зледеніння, було запропоновано використовувати чотирьохрівневу шкалу оцінки ступеня впливу зледеніння на літальний апарат за складовими (за найгіршим з перерахованих факторів): втрата швидкості, збільшення необхідної потужності, зменшення підйомної сили, втрата контролю, виникнення вібрацій (табл. 7). При цьому така шкала повинна бути складена для кожного заданого типу літального апарату і, при встановленні відповідної кореляції, може бути використана спільно з системою оцінки інтенсивності зледеніння.

*Комплексний підхід*. Універсальним підходом до вирішення зазначеної проблеми може стати методика, яка б, при визначенні ступеню впливу зледеніння на літальний апарат, враховувала водність, довжину хмарних мас, розміри переохолоджених крапель, висоту польоту і, відповідно, температуру навколишнього середовища. Також необхідно враховувати, що на різних ділянках поверхонь літального апарату в залежності від їх індивідуальної геометрії, швидкості польоту і кута атаки крига буде наростати з різною інтенсивністю і нарости матимуть різну форму. При цьому механізм і ступінь впливу криги на аеродинамічні і експлуатаційні характеристики літального апарату буде залежати від місця розташування, розмірів і форми наростів [2].

**Таблиця 7 – Шкала оцінки ступеня впливу зледеніння на літальний апарат за складовими**

| Ступінь впливу | Втрата швидкості | Необхідне збільшення потужності для підтримки заданої швидкості | Зменшення підйомної сили | Контроль | Вібрації |
|---|---|---|---|---|---|
| Рівень 1 | менше, ніж на *5 м/с* | менше, ніж на *10%* | немає впливу або менш *10%* | немає впливу | немає впливу |
| Рівень 2 | на *5-10 м/с* | на *10-19%* | на *10-19%* | немає впливу | немає впливу |
| Рівень 3 | на *10-20 м/с* | на *20-39%* | на *20%* і більше | уповільнення реакції або погіршення чутливості до керуючих команд | органи керування можуть мати невелику вібрацію |
| Рівень 4 | більше, ніж на *20 м/с* | неможлива підтримка заданої швидкості | неможливо забезпечити задану підйомну силу | недостатня або відсутність реакції на керуючі команди | можливе виникнення інтенсивного бафтингу, та / або вібрації |

**Постановка задачі досліджень**

Метою роботи є розробка комплексного підходу, який дозволить робити точну якісну і кількісну оцінку ступеня впливу обмерзання для заданих льотних і метеорологічних умов на літальний апарат заданої аеродинамічної форми і розмірів, та який буде знаходитися у відповідності до нормативної документації та існуючої системи визначень умов зледеніння.

В основу підходу покладено розроблені методику та програмне забезпечення, які дозволяють чисельно моделювати форму наростів криги і оцінювати їх вплив на аеродинамічні характеристики літального апарату [9-11].

**Методика проведення досліджень**

В запропонованій методиці при розрахунку зовнішнього повітряно-крапельного потоку, що містить переохолоджені краплі води, використано усереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса.

При моделюванні турбулентності застосовано однопараметричну диференціальну модель *Spalart-Allmaras* [12] з корекцією для шорсткої стінки [13].

Дискретизацію усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса виконано за допомогою неявного скінченно-об'ємного методу. Для обчислення конвективних складових використано схему *Roe* [14]. В'язкі доданки апроксимуються за трьохточковим шаблоном з другим порядком точності. Блочно-матрична система алгебраїчних рівнянь вирішується ітераційним алгоритмом Гауса-Зейделя.

Моделювання наростання криги виконується ітераціями з приростами за часом в умовах, що визначаються параметрами атмосфери. Математична модель, що описує рух переохолоджених крапель дозволяє обчислити потік вологи, яка випадає на обтічну поверхню. Потім, на кожному кроці за часом, на основі термодинамічної моделі наростання криги визначається форма існування вологи, розраховується товщина шару накопиченої криги і шорсткість поверхні. При цьому процес моделювання наростання криги здійснюється на макро- і мікрорівнях.

Для опису термодинамічних процесів фазових перетворень води, що випала на обтічну поверхню у вигляді переохолоджених крапель, використано метод поверхневих контрольних об'ємів [15-16].

**Використання результатів багатопараметричних досліджень**

З метою демонстрації можливого застосування розробленої методики [9-11, 15, 16], на прикладі профілю *NACA 0012*, який має довжину хорди $L = 0{,}53$ *м* і обтікається повітряно-крапельним потоком, що характеризується серединним діаметром переохолоджених крапель $d_к = 20$ *мкм*, під кутом атаки *3,5°*, проведені дослідження в широкому діапазоні параметрів: швидкості, температури, водності потоку, що набігає, в умовах, відповідних висотам польоту $H = 0 \ldots 8000$ *м*.

На рис. 1 представлено форми наростів криги, що утворюються на поверхні профілю [17]. Параметри потоку приймалися наступними: швидкість потоку, що набігає, $V_\infty$ змінювалася в діапазоні від *20* до *200 м/с*, температура на нескінченності $T_\infty$ змінювалася в діапазоні від *0* до *-40 °С*, тиск на нескінченності $p_\infty = 10^5$ *Па*, водність $LWC = 0{,}5$ *г/м*$^3$, час зледеніння $t = 600$ *сек*.

Аналізуючи діапазон параметрів, в якому виникають найбільші крижані утворення з урахуванням ступеню впливу на аеродинаміку (яка може бути охарактеризована, наприклад, величиною «рогу» і кутом його нахилу до вектору потоку, що набігає) а також ймовірності зледеніння в розглянутому діапазоні параметрів, можуть бути визначені найбільш небезпечні умови зледеніння.

В даній роботі для спрощення, але, тим не менш, в якості досить репрезентативного параметра, який дозволяє в першому наближенні оцінити ступінь небезпеки польоту в льотних і метеорологічних умовах, відповідних польоту в шаруватих і купчастих хмарах, була обрана маса криги, що накопичується на одиниці довжини крила протягом часового інтервалу, який дорівнює *120 с*.

Результати розрахунків представлені у вигляді чотирипараметричних номограм (рис. 2-4 [17]). Необхідно відзначити, що граничні значення параметрів в номограмах приймалися з урахуванням максимальних значень водності, що визначаються для довжин польоту *32,2 км* в умовах шаруватих хмар і *4,8 км* – в умовах купчастих хмар. Для інших довжин польоту в заданих умовах зледеніння необхідно застосовувати уточнюючий коефіцієнт [18].

Ступінь небезпеки і необхідну реакцію пілота запропоновано оцінювати за допомогою табл. 6, в залежності від ступеню зледеніння (яка визначається за отриманими номограмами), наявності системи захисту від зледеніння на літаку і її типу, поставивши у відповідність дані з номограм (рис. 2-4) за допомогою табл. 8.

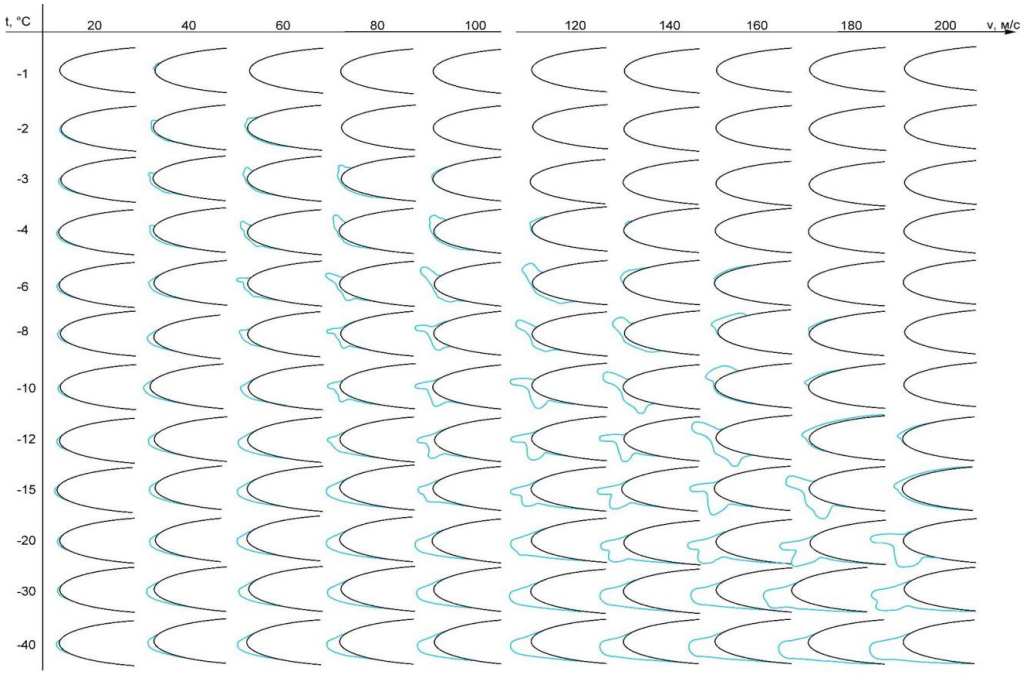



**Рисунок 1 – Зміна форм наростів криги на профілі *NACA 0012* в залежності від температури і швидкості потоку, що набігає**

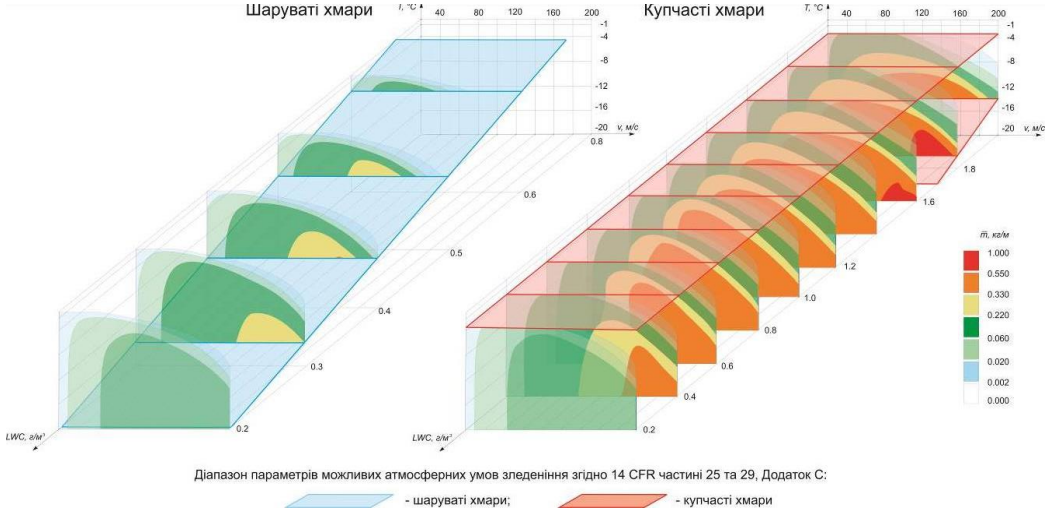



**Рисунок 2 – Питома маса криги, що накопичується протягом *120 сек* на поверхні крила з профілем *NACA 0012* для різної водності, температури і швидкості потоку, що набігає при *L* = *0,53 м*, $d_к$ = *20 мкм*, *H* = *3000 м***

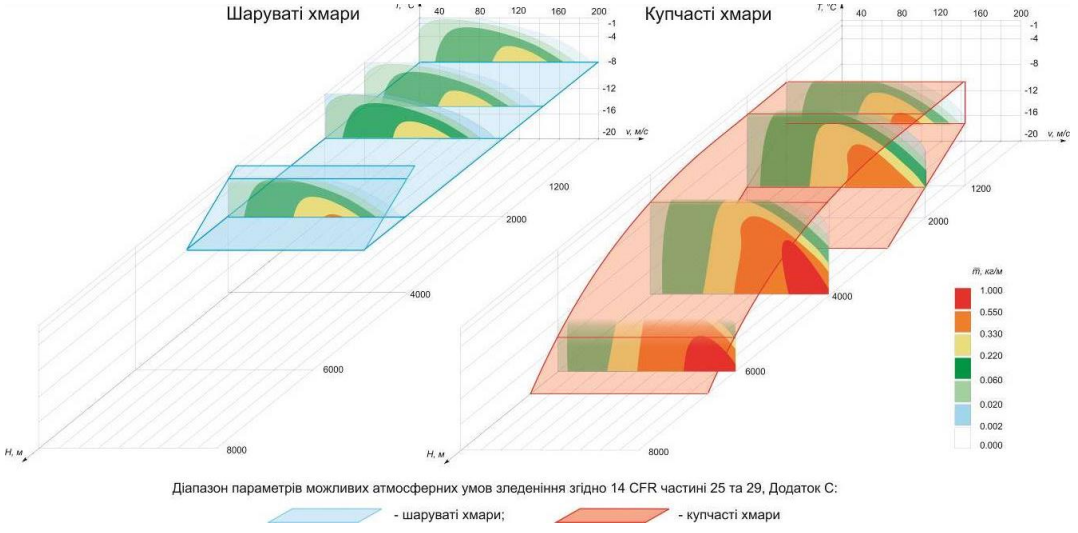



**Рисунок 3 – Питома маса криги, що накопичується протягом *120 сек* на поверхні крила з профілем *NACA 0012* для різних висот польоту, температури і швидкості потоку, що набігає при $L = 0{,}53$ *м*, $LWC = 0{,}5$ *г/м*$^3$, $d_к = 20$ *мкм***

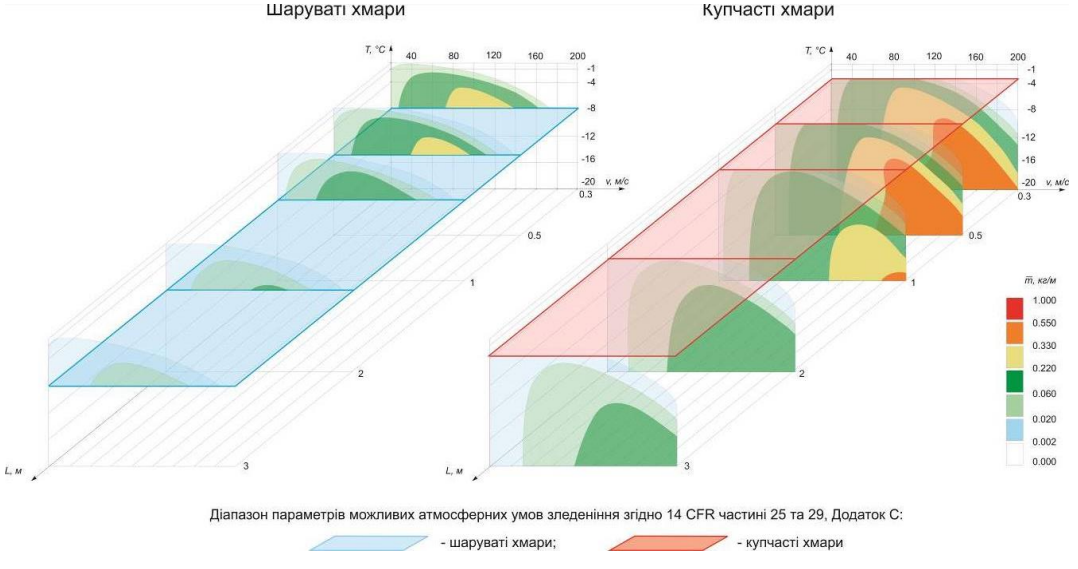



**Рисунок 4 – Питома маса криги, що накопичується протягом *120 сек* на поверхні крила з профілем *NACA 0012* для різних довжин хорди, температури і швидкості потоку, що набігає при $d_к = 20$ *мкм*, $LWC = 0{,}5$ *г/м*$^3$, $H = 3000$ *м***

**Таблиця 8 – Зв'язок між розрахунковими даними інтенсивності зледеніння та льотними правилами Федерального управління цивільної авіації США**

| Ступінь зледеніння | Незначна | Легка | Помірна | Сильна |
|---|---|---|---|---|
| Розрахункові дані (рис. 2-4) | | | | |

## Наукова новизна

В роботі вперше запропоновано та проілюстровано методику визначення ступеню негативного впливу зледеніння на літальний апарат, який має певні компоновку, конфігурацію і розміри в заданих метеорологічних і льотних умовах. Методика знаходиться у відповідності до нормативної документації та існуючої системи визначень умов зледеніння.

## Висновки

1. На прикладі профілю *NACA 0012* проведені систематичні дослідження впливу зледеніння на літальний апарат в широкому діапазоні льотних і метеорологічних параметрів, результати розрахунків представлені у вигляді чотирипараметричних номограм.

2. Методика може бути доповнена детальним врахуванням впливу зледеніння на аеродинамічні характеристики, стійкість та керованість літального апарату.

3. Подібна систематизація результатів для заданого літального апарату, для всіх етапів польоту, в тому числі обладнаного системою захисту від зледеніння, дозволить швидко аналізувати небезпеку зледеніння за запланованим маршрутом польоту в відомих метеорологічних умовах, а також під час польоту з використанням поточних даних стану атмосфери, виробляти рекомендації щодо зміни плану польоту.

## Бібліографічні посилання


1. Jeck R. K. A History and Interpretation of Aircraft Icing Intensity Definitions and FAA Rules for Operating in Icing Conditions. Technical report, DOT/FAA/AR-01/91. November, 2001. 43 p.

2. Aeronautical Information Manual (AIM), updated annually; Federal Aviation Administration, Washington, DC 20590.

3. Federal Aviation Regulations, in "Code of Federal Regulations, Title 14, Aeronautics and Space" updated periodically; Federal Aviation Administration, Washington, DC 20590.

4. Lewis W. Meteorological Aspects of Aircraft Icing. Compendium of Meteorology, 1951. P. 1197–1203, American Meteorological Society, Boston, Massachusetts.

5. Thompson J.K. All-Weather Flight Concern of the Pilot and Weather Forecaster. Aeronautical Engineering Review, July, 1956. 66 p.

6. Mitchell L.V. Aircraft Icing-A New Look. Aerospace Safety. Dec., 1964. P. 9–11, Published by the U.S. Air Force.

7. Werner J. B. Ice Protection Investigation for Advanced Rotary-Wing Aircraft. USAAMRDL Technical Report 73-38. August, 1973. P. 113–124, Published by U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratory, Fort Eustis, Virginia.

8. FAA Inflight Aircraft Icing Plan. April, 1997. Federal Aviation Administration, 800 Independence Ave., S.W., Washington, DC 20590.

9. Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile. PAMM 2013. 2013. – Vol. 13. Issue 1. – P.299-300.

10. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение аэродинамических поверхностей: моделирование воздушно-капельного потока. Авиационно-

космическая техника и технология. НАУ ХАИ, 2013. №4. С. 59-67.

11. Prykhodko A.A., Alekseyenko S.V., Prikhodko V.V. Numerical investigation of the influence of horn ice formation on airfoils aerodynamic performances. International Journal of Fluid Mechanics Research, Volume 46, 2019 Issue 6, P.499-508, DOI: 10.1615/InterJFluid MechRes.2019026024

12. Spalart P.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow // AIAA Paper. 1992. No. 92 – 0439. 22 p.

13. Aupoix B. Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2003. Vol. 24. P. 454–462.

14. Roe P. L. Characteristic-Based Schemes for the Euler Equations // Annual review of fluid mechanics. 1986. Vol. 18. P. 337–365.

15. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Математическое моделирование процессов тепломассообмена при обледенении аэродинамических профилей Тепломассообмен-2008. ММФ-VI. Т.1. Конвективный тепломассообмен. Минск: АНК «ИТМО им А.В. Лыкова» НАНБ, 2008. С.1-10.

16. Alekseyenko S., Yushkevich O. The development of a three-dimensional model of the ice growth process on aerodynamic surfaces // Technology Audit And Production Reserves, 2019, Volume 4, No 1(48), pp. 11-18. doi: https://doi.org/10.15587/2312-8372.2019.145296

17. Алексеенко С.В., Недвига Д.В. Исследование режимов обледенения летательных аппаратов. Механіка гіроскопічних систем. Випуск 33. 2017. – С.72-83.

18. Advisory Circular of Federal Aviation Administration 20-73A. Aircraft ice protection, August 16, 2006. 233 p.

*Надійшла до редколегії 08.09.2021 р.*

**Відомості про автора**

Алексєєнко Сергій Вікторович, Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Завідувач кафедри механотроніки. Доктор технічних наук.
Сфера наукових інтересів – чисельне моделювання процесів гідроаеродинаміки та тепломасопереносу

УДК: 629.78

DOI: 10.15421/452120

# ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА В ЗАДАЧАХ КОМБИНИРОВАННОГО УВОДА С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

В. С. Коробка, Н. М. Дронь, А. В. Голубек

*Днипровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепр, пр. Гагарина, 72, Украина*

**Аннотация. Для очистки верхнего сегмента низких околоземных орбит высотой 1400-2000 км оценена возможность использования комбинированного метода увода в плотные слои атмосферы Земли. В его основе лежит совместное использование реактивной двигательной установки и солнечного паруса. Разработана схема комбинированного увода космического аппарата с временем существования до 25 лет. Её особенности: солнечный парус обеспечивает постепенное снижение высоты полёта, а включение реактивной двигательной установки в конце срока увода – формирование орбиты с перигеем в плотных слоях атмосферы Земли (120 км и ниже). Проведено моделирование процессов увода крупногабаритного космического аппарата с использованием реактивной двигательной установки, солнечного паруса и их комбинации. Проведен сравнительный анализ массы системы увода для различных методов. При этом считается, что космический аппарат оснащён реактивной двигательной установкой для довыведения и поддержания орбиты. Для увода космического аппарата, массой 1 т с орбиты 2000 км получены следующие результаты. Минимальная площадь солнечного паруса составляет порядка 1200 м$^2$. Для сравнения наиболее затратным является увод активным методом с использованием реактивной двигательной установки. Он требует наличия на борту порядка 140 кг топлива. Наименее затратным является увод пассивным методом с использованием солнечного паруса. Он требует наличия на борту системы массой порядка 34 кг. В свою очередь, область комбинированного метода лежит между двумя этими методами. Он уступает по массе системы увода пассивному, но выигрывает у активного. Его эффективность в сравнении с активным методом колеблется в пределах до 76 %. Он может применяться в случаях наличия ограничений на пассивный увод, например, по габаритно-массовым характеристикам системы увода или по времени функционирования системы управления.**

**Ключевые слова: КОМБИНИРОВАННЫЙ УВОД, РЕАКТИВНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС, НИЗКИЕ ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ.**

# ОЦІНКА МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ СОНЯЧНОГО ПАРУСА В ЗАДАЧАХ КОМБІНОВАНОГО ВІДВОДУЗ НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ

В. С. Коробка, М. М. Дронь, О. В. Голубек

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, пр. Гагаріна, 72, Україна*

**Анотація. Для очищення верхнього сегменту низьких навколоземних орбіт з висотою 1400-2000 км запропоновано використання комбінованого методу відведення в щільні шари атмосфери Землі, який заснований на спільному використанні реактивної рушійної установки і сонячного вітрила. Розроблено схему комбінованого відведення космічного апарату протягом 25 років. Її особливості: сонячне вітрило забезпечує поступове зниження висоти польоту, а включення реактивної рушійної установки в кінці терміну відведення - формування орбіти з перигеєм в щільних шарах атмосфери Землі (120 км і нижче). Проведено моделювання процесів відведення великогабаритного космічного апарату з використанням реактивної рушійної установки, сонячного вітрила і їх комбінації. Проведено порівняльний аналіз маси системи відведення для різних методів. При цьому вважається, що на космічному апараті встановлена реактивна рушійна установка для довиведення і підтримки орбіти. Для відведення космічного апарату, масою 1 т з орбіти 2000 км отримані наступні результати. Мінімальна площа сонячного вітрила, необхідна для відведення з використанням сонячного вітрила складає близько 1200 м$^2$. Найбільш витратним є відведення активним методом з використанням реактивної рушійної установки. Він потребує наявності**

© В. С. Коробка, Н. М. Дронь, А. В. Голубек

**на борту близько 140 кг палива. Найменш витратним є відведення пасивним методом з використанням сонячного вітрила. Він потребує наявності на борту системи масою близько 35 кг. У свою чергу, комбінований метод лежить між двома цими методами. Він поступається за масою системи відведення пасивному, але виграє у активного. Його ефективність в порівнянні з активним методом коливається в межах до 76%. Областю його використання є випадки наявності обмежень на пасивне відведення, наприклад, по габаритно-масовим характеристикам системи відведення або за часом функціонування системи управління.**
**Ключові слова: КОМБІНОВАНЕ ВІДВЕДЕННЯ, РЕАКТИВНА ДВИГУННА УСТАНОВКА, СОНЯЧНЕ ВІТРИЛО, НИЗЬКІ НАВКОЛОЗЕМНІ ОРБІТИ.**

# ESTIMATION OF THE POSSIBILITY OF USING A SOLAR SAIL IN THE PROBLEMS OF COMBINED DEORBITING FROM LOW-EARTH ORBITS

V. Korobka, M. Dron, A. Golubek

*Oles Honchar Dnipro national university, Dnipro, Gagarina ave., 72, Ukraine*

**To clean the upper segment of low-Earth orbits with an altitude of 1400-2000 km, the possibility of using a combined method of deorbiting to the Earth's atmosphere has been evaluated. It is based on the combined use of a jet propulsion system and a solar sail. A scheme has been developed for the combined deorbiting of a satellite with a lifetime of up to 25 years. Its features: the solar sail provides a gradual decrease in flight altitude, and the ignition of a jet propulsion system at the end of the deorbiting period - the formation of an orbit with perigee in the dense layers of the Earth's atmosphere (120 km and below). Simulation of the deorbiting processes of a large-sized satellite using a jet propulsion system, a solar sail and their combination has been carried out. A comparative analysis of the mass of the deorbiting system for various methods is carried out. At the same time, it is believed that the satellite is equipped with a jet propulsion system for additional orbital expansion and maintenance. For the deorbiting of a spacecraft with a mass of 1 ton from an orbit of 2000 km, the following results were obtained. The minimum solar sail area is about 1200 m$^2$. For comparison, the most expensive is the deorbiting by the active method using a jet propulsion system. It requires about 140 kg of propellant on board. The least costly steer is the passive method using a solar sail. It requires a system with a mass of about 34 kg on board. In turn, the area of the combined method lies between these two methods. It is inferior in mass to the passive deorbit system, but outperforms the active one. Its effectiveness in comparison with the active method ranges up to 76%. It can be used in cases where there are restrictions on passive deorbiting, for example, in terms of the overall and mass characteristics of the deorbit system or in terms of the control system lifetime.**
**Keywords: COMBINED DEORBITING, JET PROPULSION SYSTEM, SOLAR SAIL, LOW-EARTH ORBITS.**

## Введение

Проблема засорения околоземного космического пространства космическим мусором возникла сразу после запусков первых искусственных спутников Земли в середине прошлого века. И с каждым годом ситуация только усугубляется. В настоящее время в районе низких околоземных орбит (НОО) находится, по разным оценкам, порядка 20 тыс. техногенных объектов (рис. 1) общей массой до 5 тыс. т. Вследствие огромного запаса кинетической энергии столкновение любого из этих объектов с действующим космическим аппаратом (КА) может повредить его или даже вывести из строя. Примером такого происшествия служит произошедший 10 февраля 2009 года первый случай столкновения искусственных спутников Земли: Космос-2251 и Iridium-33. В результате этой нештатной ситуации произошло разрушение обоих спутников с образованием свыше 600 зарегистрированных обломков [1].

Одним из возможных способов снижения численности космического мусора является его увод с применением различных методов. Эти методы разделяют на активные и пассивные.

Активный метод заключается в создании импульса реактивной двигательной установкой уводимого космического аппарата или специализированного буксира, предназначенного для изменения высоты орбиты. Данный метод требует наличия на борту КА запаса компонентов топлива для работы двигательной установки.

При пассивных методах увод космического аппарата производится при взаимодействии средств увода с окружающей средой, будь то атмосфера Земли, сила солнечного давления, магнитное поле Земли и пр. Рабочее тело и

работоспособность КА в этих случаях не требуются, однако, во многих случаях использование этих методов требует длительного ресурса времени.

Рассмотрим верхний сегмент НОО высотой более 1000-1500 км. На высотах порядка 1400-1600 км наблюдается большое скопление связных КА, а также мусора (рис. 2) [2]. Высоты боле 1600 км являются слабо заселёнными и могут представлять интерес для размещения на них, например, орбитальных обсерваторий. С одной стороны, вывод космических аппаратов на данные орбиты в сравнении, например, с геостационарной орбитой менее затратен. С другой стороны, на этих орбитах в данный момент находится малое количество КА и объектов, которые могут препятствовать наблюдению за космическим пространством.

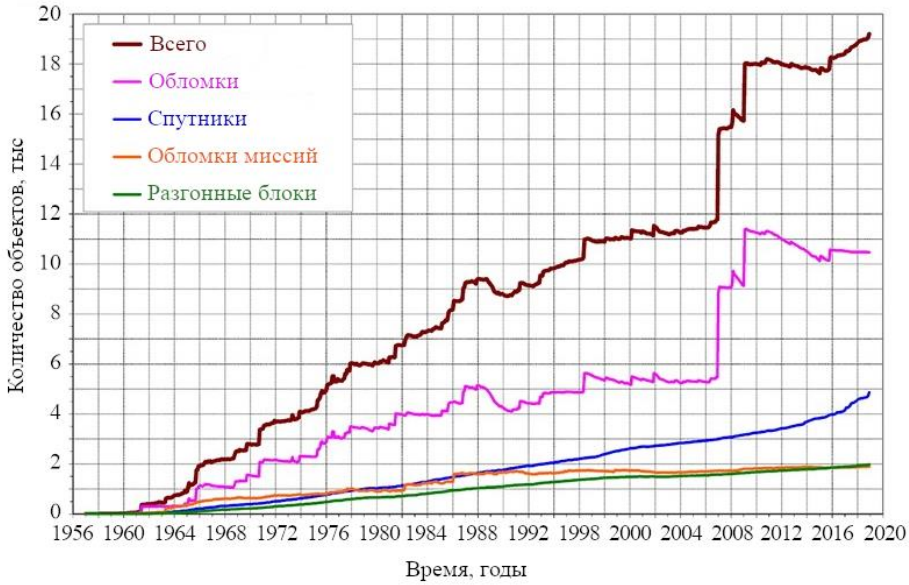



**Рисунок 1 – Динамика роста количества космических объектов в околоземном пространстве**

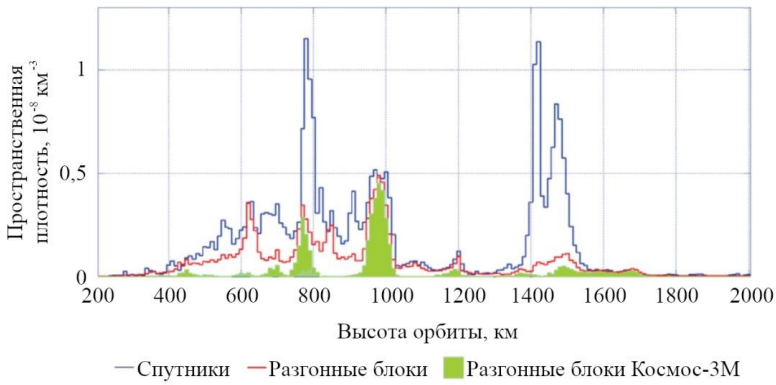



**Рисунок 2 –Зависимость плотности космических объектов от высоты орбиты**

Для увода КА с данного сегмента орбит могут использоваться, как активные, так и пассивные методы. Но ввиду слабой величины плотности атмосферы и индукции магнитного поля на данных высотах применение аэродинамических парусных устройств, электродинамических и магнитодинамических систем мало

эффективно. В свою очередь, солнечный парус является одним из немногих средств, которое может быть использовано для пассивного увода КА с данных орбит.

Современные исследования и разработки касательно применения солнечного паруса в задачах управления полётом КА посвящены решению следующих вопросов.

1. Анализ возможности и целесообразности увода разгонного блока ракеты-носителя в конце полета с низкой околоземной орбиты с помощью солнечного паруса различных размеров [3].

2. Разработка методики определения коэффициента пропускания в видимом и ближнем инфракрасном и ультрафиолетовом диапазонах длин электромагнитных волн в зависимости от величины продольной деформации при одноосном растяжении солнечного паруса [4].

3. Исследование результатов экспериментальной отработки солнечных парусных устройств в околоземном космическом пространстве проведено в [5].

4. Использование для увода с низких околоземных орбит аэродинамического парусного устройства в виде надувных баллонов и конического солнечного паруса [6].

5. Анализ динамики ориентации и управления гибким солнечным парусом при воздействии различных возмущений и разработку оптимального серво регулятора для управления положением гибкого паруса на низкой околоземной орбите при действии возмущающих моментов [7].

6. Использование малого космического буксира с солнечным парусом для очистки геостационарной орбиты [8].

7. Проектированию системы управления движением орбитального буксира с солнечным парусом CRUCIAL-1, который будет выведен на низкую околоземную орбиту, посвящена работа [9].

8. Проектирование КА SUNJAMMER с солнечным парусом на борту [10].

9. Разработка метода комбинированного увода КА с геостационарных орбит с использованием реактивной двигательной установки, работающей в импульсном режиме, и солнечного паруса. [11] При достижении баллистическим коэффициентом минимального предельного значения в 0,13 м$^2$/кг увод для обеспечения заданных сроков необходимо осуществлять комбинированный увод.

10. Исследование способов управления солнечным парусом роторного типа [12]. Для сокращения времени разворота солнечного паруса роторного типа предложено использование дополнительного маховика, установленного противоположно кинетическому моменту вращения паруса.

11. Исследование взаимосвязанного движения КА с солнечным парусом роторного типа и поведения конструкции во время манёвра перехода на отлётную от Земли орбиту [13]. Разработаны локально-оптимальные законы управления для орбит высотой более 20 тыс. км, а также для орбит высотой более 36 тыс. км.

12. Разработка экономичного способа увода КА с верхнего сегмента НОО с использованием солнечного паруса [15]. Также предложен закон стабилизации солнечного паруса за счет использования электромагнитов, обеспечивающий большее быстродействие в сравнении с управлением по набегающему потоку.

Из анализа публикаций следует, что ведётся ряд исследований по возможности применения солнечных парусов в задачах управления полётом КА и увода. На данный момент проведена экспериментальная отработка нескольких парусных систем. Кроме того, предложено использование комбинированного увода в задаче очистки геостационарных орбит от космического мусора.

В то же время, в Украине исследования применения солнечного паруса в задачах управления полётом КА практически не ведутся.

Следует считать, нерешённой остаётся задача использования комбинированного увода крупногабаритного космического мусора с верхнего сегмента НОО.

## Постановка задачи исследования

Целью данной статьи является исследование возможности и особенностей применения комбинированного увода с использованием реактивной двигательной установки (ДУ) и солнечного паруса с верхнего сегмента НОО высотой от 1400-2000 км.

Задачи исследования:

1. Разработать схему комбинированного увода с использованием реактивной ДУ и солнечного паруса.

2. Провести компьютерное моделирование активного увода с использованием реактивной ДУ, пассивного увода с использованием солнечного паруса и комбинированного увода.

3. Провести сравнительный анализ использования приведенных выше методов в задаче увода крупногабаритных КА с верхнего сегмента НОО.

## Решение задачи

В качестве критерия оценки эффективности будем использовать массу космического аппарата с системой увода. Задачи надёжности солнечного паруса не рассматриваются.

Введём предположения:

- КА – материальная точка, движущаяся под действием сил притяжения гравитационного потенциала и аэродинамического сопротивления атмосферы Земли, а также силы давления солнечного света;
- Земля – общий земной эллипсоид WGS-84;
- учитывается влияние 2-й и 4-й зональной гармоники гравитационного потенциала Земли;
- атмосфера Земли – ГОСТ 25645.115-84;
- давление солнечного света вблизи Земли постоянно и составляет $4{,}5\times10^{-7}$ кг/м$^2$.

Срок прекращения существования принят согласно рекомендациям международного агентства по космическому мусору в 25 лет.

Масса КА без учета средств увода составляет 1000 кг. Удельный импульс его ДУ 300 с. Высота орбиты спутника 2000 км.

Параметры солнечного паруса:

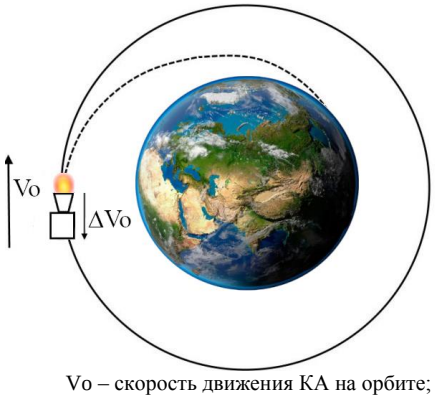
- мембрана состоит из двух слоев алюминия (плотность 2,7 г/м$^3$) толщиной 100 нм каждый и одного слоя каптона (плотность 1,42 г/м$^3$) толщиной 8000 нм;
- стойки выполняются из углепластика с массой погонного метра 50 г [10];
- система развертывания аналогична установленной на японском космическом аппарате IKAROS [15];
- масса системы развертывания составляет не более 30-40 % от массы паруса.

Рассмотрим три схемы увода: активный с использованием реактивной двигательной установки, пассивный с использованием солнечного паруса и комбинированный с использованием рассмотренных выше средств.

1. Активный увод с использованием реактивной двигательной установки. В его основе лежит использование Гомановского перехода (рис. 3). В конце срока активного существования реактивной двигательной установкой придаётся спутнику импульс скорости, с помощью которого формируется перигей орбиты в плотных слоях атмосферы Земли. Спутник, двигаясь по этой новой орбите, прекращает своё существование в плотных слоях атмосферы Земли или в заданном районе на её поверхности под воздействием силы аэродинамического торможения.

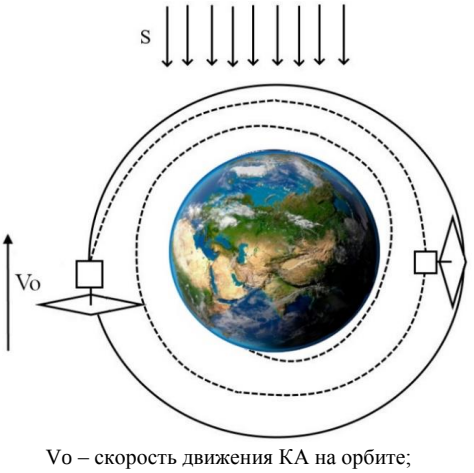
2. Пассивный увод с использованием солнечного паруса. Обратим внимание на тот факт, что в процессе движения спутника на одном витке, давление солнечного света направлено как по скорости движения спутника, так и против (рис. 4). Следовательно, для обеспечения снижения высоты орбиты спутника необходимо на участке движения против потока солнечного света обеспечивать максимальную силу давления солнечного света, а на участке движения в направлении потока – минимальную. Это достигается, например, поворотом солнечного паруса ортогонально и коллинеарно потоку. Ещё одним вариантом изменения силы давления

может быть изменение коэффициента отражения солнечного паруса. По достижении высот, на которых сила сопротивления атмосферы Земли будет превышать силу давления солнечного света на одном витке, солнечный парус начинает использоваться в качестве аэродинамического паруса и ориентируется ортогонально относительной скорости движения путника в атмосфере Земли.




Vo – скорость движения КА на орбите;
ΔV – приращение скорости для увода

**Рисунок 3 – Схема активного увода с использованием реактивной двигательной установки**

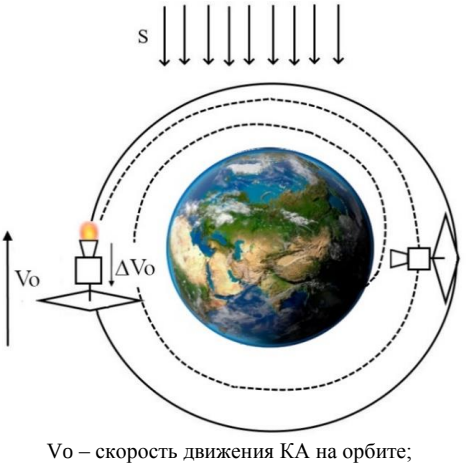



Vo – скорость движения КА на орбите;
S – направление потока солнечного света

**Рисунок 4 – Схема пассивного увода с использованием солнечного паруса**

В качестве системы ориентации может бать использована система с жидкокристаллическими панелями, аналогичная той, которая установлена на космическом аппарате с солнечным парусом «IKAROS» [15].

3. Комбинированный увод с использованием реактивной двигательной установки и солнечного паруса. Рассмотрим недостатки каждого из перечисленных выше методов увода в отдельности. Использование первого метода приводит к значительному увеличению массы компонентов топлива и суммарной массы спутника. Второй – больших сроков увода в виду малости силы давления солнечного света, зачастую превышающих 25 лет. Следовательно, использование комбинации этих двух методов позволяет снизить массу спутника за счёт компенсации действия реактивной силы тяги его двигательной установки силой давления солнечного света. В таком случае процесс увода будет состоять из двух участков: участка снижения высоты орбиты под действием силы давления солнечного света, приведенной на рис. 4, и участка активного увода в конце заданного срока существования на орбите, приведенной на рис. 3. Схема увода приведена на рис. 5.




Vo – скорость движения КА на орбите;
ΔV – вектор приращения скорости для увода;
S – направление потока солнечного света

**Рисунок 5 – Схема комбинированного увода:**

Оценим затраты компонентов топлива, необходимых для обеспечения активного увода. Определим потребное приращение скорости [15].

$$\Delta V_O = \sqrt{\frac{\mu}{r_H}}\left(\sqrt{\frac{2r_K}{r_H + r_K}} - 1\right),$$

где $\mu$ – гравитационная постоянная; $r_H$ – радиус начальной орбиты; $r_K$ – радиус конечной орбиты увода.

Для оценки массы компонентов топлива воспользуемся формулой расчета относительных запасов рабочего тела, выведенной из формулы Циолковского [15]:

$$\mu_T = m_0\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_O}{g_0 P_{УД}}\right)\right],$$

где $m_0$ – масса КА до включения ДУ; $g_0 = 9{,}80665$ м/с$^2$ – характерное значение ускорения силы тяжести на поверхности Земли, $P_{УД}$ – удельная тяга ДУ.

Для моделирования процесса увода с использованием солнечного паруса используется математическая модель движения КА в оскулирующих орбитальных элементах с использованием [16]:

$$\frac{d\Omega}{dt} = W\frac{R}{\sqrt{\mu p}}\frac{\sin u}{\sin i},$$

$$\frac{di}{dt} = W\frac{R}{\sqrt{\mu p}}\cos u,$$

$$\frac{dp}{dt} = 2T\sqrt{\frac{p}{\mu}}R,$$

$$\frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{R^2} - W\frac{R}{\sqrt{\mu p}}\operatorname{ctg} i \sin u,$$

$$\frac{dl}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{p}}\left[S\sin u + T\left(\frac{p+R}{p}\cos u + \frac{R}{p}l\right) + \right.$$

$$\left. + W\frac{R}{p}h\operatorname{ctg} i \sin u\right],$$

$$\frac{dh}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{p}}\left[-S\cos u + T\left(\frac{p+R}{p}\sin u + \frac{R}{p}h\right) - \right.$$

$$\left. - W\frac{R}{p}l\operatorname{ctg} i \sin u\right],$$

$$R = \frac{p}{1 + l\cos u + h\sin u},$$

где $\Omega$ – долгота восходящего узла; $i$ – наклонение орбиты; $p$ – фокальный параметр; $u$ – аргумент широты; $l$, $h$ – составляющие вектора Лапласа; $R$ – текущее положение КА; $S$, $T$, $W$ – радиальное, трансверсальное и бинормальное возмущающие ускорения КА.

Исходя из принятых предположений, возмущающие ускорения определим соотношением:

$$S = g_S + B_S + F_S,$$
$$T = g_T + B_T + F_T,$$
$$W = g_W + B_W + F_W,$$

где $g_S$, $g_T$, $g_W$ – ускорения, обусловленные возмущением гравитационного потенциала Земли;

$B_S$, $B_T$, $B_W$ – ускорения, вызванные воздействием силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли;

$F_S$, $F_T$, $F_W$ – ускорения, обусловленные влиянием солнечного давления.

Рассмотрим зависимость ускорений, вызванных возмущением гравитационного потенциала Земли. В соответствии с принятыми предположениями запишем

$$g_S = g_r + g_\omega \sin\varphi,$$
$$g_T = g_\omega \cos u \sin i,$$
$$g_W = g_\omega \cos i,$$

$$g_r = -\frac{\mu}{R^2}\left\{\frac{3}{2}\frac{a_e^2}{R^2}C_2\left(5\sin^2\varphi - 1\right) + \right.$$

$$\left. + \frac{15}{8}\frac{a_e^4}{R^2}C_4\left[7\sin^2\varphi\left(3\sin^2\varphi - 2\right) + 1\right]\right\},$$

$$g_\omega = \frac{\mu}{R^2}\left[3\frac{a_e^2}{R^2}C_2\sin\varphi + \right.$$

$$\left. + \frac{5}{2}\frac{a_e^4}{R^4}C_4\sin\varphi\left(7\sin^2\varphi - 3\right)\right],$$

$$\sin\varphi = \sin u \sin i,$$

где $a_e$ – большая полуось WGS-84; $C_2$ и $C_4$ – 2-я и 4-я зональные гармоники гравитационного потенциала Земли.

Ускорения, вызванные воздействием силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли, определяются соотношениями:

$$B_S = -\rho\sigma\sqrt{\frac{\mu}{p}}\left(l\sin u - h\cos u\right),$$

$$B_T = -\rho\sigma\left[\sqrt{\frac{\mu}{p}}\left(1 + l\cos u + h\sin u\right) - \right.$$

$$\left. - \omega_e R\cos i\right],$$

$$B_W = -2\rho\sigma\omega_e R\cos u\sin i,$$

где $\rho$ – плотность атмосферы Земли;

$\sigma$ – баллистический коэффициент КА;

$\omega_e$ – угловая скорость суточного вращения WGS-84.

Плотность атмосферы согласно ГОСТ 25645.115-84 зависит от высоты полёта, солнечной и геомагнитной активности, а также прямого восхождения и склонения Солнца.

Ускорения, обусловленные влиянием солнечного давления, найдём из выражений

$$F_S = -2\nu\sigma k q_0 i_S,$$
$$F_T = -2\nu\sigma k q_0 i_T,$$
$$F_W = -2\nu\sigma k q_0 i_W,$$

где $\nu$ – коэффициент, характеризующий степень освещённости КА Солнцем;

$k$ – коэффициент отражения солнечных лучей от КА[17];

$q_0$ – световое давление в районе земной орбиты; $i_S$, $i_T$, $i_W$ – радиальная, трансверсальная и бинормальная проекции орта направления КА – Солнце, которые определяются согласно [17].

Оценка массы солнечного паруса производится исходя из полученной необходимой площади и исходных параметров солнечного паруса. Его состав включает три основных составляющих: мембрана, каркас и система развертывания. Масса каждой системы рассчитывается отдельно.

Массу мембраны паруса определим из соотношения

$$m_{Мем} = S_П\left(2\delta_{Ал}\rho_{Ал} + \delta_{Кап}\rho_{Кап}\right),$$

где $S_П$ – площадь паруса,

$\delta_{Ал}$ – толщина алюминиевого слоя,

$\rho_{Ал}$ – плотность алюминия,

$\delta_{Кап}$ – толщина слоя каптона,

$\rho_{Кап}$ – плотность каптона.

Масса каркаса определяется выражением

$$m_{Кар} = 2m_{Пг}\sqrt{2S_П},$$

где $m_{Пг}$ – масса погонного метра стоек каркаса.

Полная масса солнечного паруса с учетом массы системы развертывания (принимается как 40% от общей массы паруса):

$$m_{СП} = 1{,}4\left(m_{Мем} + m_{Кар}\right).$$

Промоделируем увод для каждого из рассмотренных ранее расчётных случаев.

1. Активный увод. Исходя из соотношений для Гомановского перехода, потребное для прекращения существования приращение скорости, которое осуществляется за счёт включения двигательной установки, составляет 485 м/с. Соответствующие заданным исходным данным затраты компонентов топлива составляют 142 кг.

2. Пассивный увод с использованием солнечного паруса. С использованием разработанной математической модели, выбранного закона управления положением паруса для заданного времени существования и начальных данных проведено моделирование процесса увода КА с использованием солнечного паруса. Определена зависимость высоты орбиты,

достигаемой КА за время прекращения существования 25 лет в зависимости от площади солнечного паруса, приведенная на рис. 6.

Как можно видеть, для рассматриваемого расчётного случая, необходимая площадь солнечного паруса должна составлять порядка 1200 м$^2$. Технологически создание подобного парусного устройства не представляет проблем, что подтверждено было в проекте «Sunjammer», площадь паруса которого составляла 1207 м$^2$ [10] с суммарной массой конструкции парусного устройства 33,7 кг.

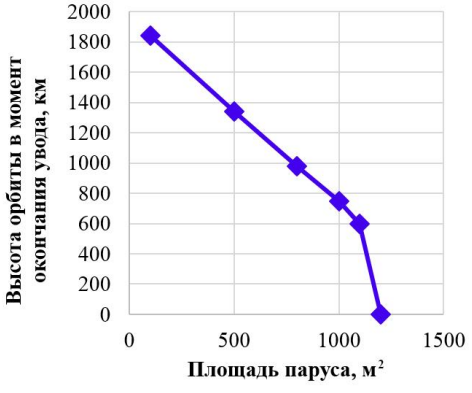



**Рисунок 6 – Зависимость высоты орбиты в момент окончания увода от площади паруса**

Следует отметить, что в виду наличия конструктивных и прочих особенностей КА обеспечить такие размеры парусного устройства возможно не всегда, что приводит к необходимости использования комбинированного увода.

3. Комбинированный увод. С использованием разработанной математической модели и схемы увода проведена оценка затрат компонентов топлива необходимых для обеспечения комбинированного увода для типовых значений площади парусного устройства, величина которой не превышает минимально необходимого значения (табл. 1). Дополнительно определены высота включения ДУ, масса парусного устройства и суммарная масса системы увода.

Рассмотрим зависимость суммарной массы системы увода от площади солнечного паруса (рис. 7). Обратим внимание на то, что первая производная зависимости меньше нуля. На основании этого можно сделать вывод, что использование комбинированного метода увода с точки зрения суммарной массы системы увода выгоднее активного метода.

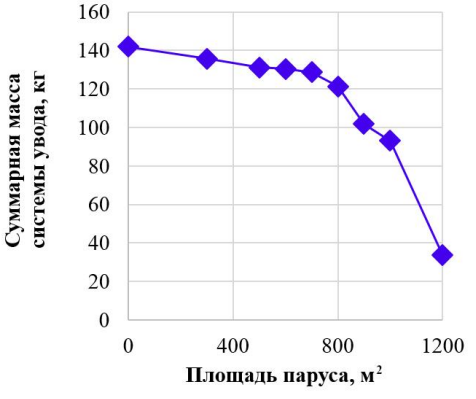



**Рисунок 7 – Зависимость массы системы увода от площади солнечного паруса**

**Таблица 1 – Параметры комбинированного увода**

| Площадь, м$^2$ | 300 | 500 | 600 | 700 | 800 | 900 | 1000 |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Высота включения ДУ, км | 1700 | 1550 | 1500 | 1440 | 1300 | 1000 | 860 |
| Приращение скорости, м/с | 392 | 361 | 350 | 336 | 305 | 235 | 201 |
| Масса паруса, кг | 11,0 | 15,9 | 18,3 | 20,6 | 22,8 | 25,0 | 27,1 |
| Масса рабочего тела, кг | 124,7 | 115,3 | 112,1 | 108,1 | 98,6 | 76,9 | 66,0 |
| Суммарная масса, кг | 135,7 | 131,2 | 130,4 | 128,7 | 121,4 | 101,9 | 93,1 |

Проведем сравнительный анализ результатов для трёх рассмотренных расчётных случаев. Как можно видеть, самым затратным является активный увод с использованием ДУ. Суммарная масса системы увода в этом случае составляет 142 кг. Наименее затратным (на 76 %) является пассивный увод с использованием

солнечного паруса. Эффективность комбинированного увода зависит от ограничений на габаритно-массовые характеристики солнечного паруса и составляет до 76 % в зависимости от его величины.

Из полученных результатов следует, что наиболее оптимальным с точки зрения массы системы увода методом является солнечный парус. Но в виду наличия ограничений на его габаритно-массовые характеристики, на время работы всей системы управления КА в процессе увода и т.д., наибольший интерес представляет комбинированный метод увода, выполненный с применением реактивной ДУ и солнечного паруса.

## Научная новизна

В результате проведенного авторами исследования показана возможность использования комбинированного метода увода КА с верхнего сегмента НОО, выполненного с применением реактивной ДУ и солнечного паруса в условиях наличия ограничений на габаритно-массовые характеристики солнечного паруса, на время работы системы управления в процессе увода и пр.

## Выводы

1. Проведенное исследование подтвердило возможность использования солнечного паруса в задачах увода КА из верхнего сегмента НОО. С одной стороны, солнечный парус может использоваться в чистом виде, а при наличии ограничений – в комбинации с реактивной двигательной установкой.

2. Разработана схема комбинированного увода с использованием ДУ и солнечного паруса.

3. Проведено компьютерное моделирование активного увода с использованием реактивной ДУ, пассивного увода с использованием солнечного паруса и комбинированного увода.

4. Проведен сравнительный анализ использования реактивной ДУ, солнечного паруса, а также их комбинации в задачах увода КА с верхнего сегмента НОО.

5. Определена минимальная площадь солнечного паруса, необходимая для обеспечения увода КА массой 1 т с орбиты высотой 2000 км.

6. Показано, что использование комбинации реактивной ДУ с солнечным парусом позволяет снизить затраты на увод в сравнении с активным методом до 76 %.

## Библиографические ссылки


1. Голубек О.В., Дреус А.Ю., Ємець В.В., Пашков А.В. Системи відводу космічних об’єктів з низьких навколоземних орбіт: монографія. Дніпро: Ліра, 2019. 218 с.
2. Палий А.С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы) Техническая механика. 2012. № 1. С. 94-102.
3. Ionel A. Deorbiting upper-stages in LEO at EOM using solar sails. Incas bulletin. 2017. No 9 (2). P. 117-132. DOI: 10.13111/2066-8201.2017.9.2.9.
4. Zimin V.N., Nerovny N. On the analysis of a rotating solar sail. Mechanics of Solids. 2017. Vol. 52 (2). P. 195-199. DOI: 10.3103/S0025654417020091.
5. Mori O., Okuizumi N., Chujo T., Takao Y. Improvement of sail storage and deployment mechanism for spin-type solar power sail. Astrodynamics. 2020. Vol. 4. P. 223-231. DOI: 10.1016/j.asr.2020.03.028.
6. Nesterin I. M., Pichhadze K. M., Sysoev V. K., Finchenko V. S., Firsyuk S. O., Yudin A. D. Proposal for Creating a Device for Deorbiting Low-Earth-Orbit CubeSats. Solar System Research. 2018. Vol. 52. P. 606-612. DOI: 10.1134/S003809461807016X.
7. Firuzi S., Gong S. Attitude Control of a Flexible Solar Sail in Low Earth Orbit. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2018. Vol. 41. No. 8. P. 1715-1730. DOI: 10.1007/s42064-019-0063-z.
8. Kelly P.W., Bevilacqua R., Mazal L., Erwin R.S. TugSat: Removing Space Debris from Geostationary Orbits Using Solar Sails. Journal of Spacecraft and Rockets. 2018. Vol. 55. No. 2. P. 437-450. DOI: 10.2514/1.A33872.
9. Yoo Y., Kim S., Suk J., Kim J. Attitude Control System Design &

Verification for CNUSAIL-1 with Solar/Drag Sail. International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2016. Vol. 17. No. 4. P. 579-592. DOI: 10.5139/IJASS.2016.17.4.579.

10. Barnes N.C., Derbes W.C., Player C.J., Diedrich B.L. Sunjammer: A Solar Sail Demonstration. Advances in Solar Sailing. 2014. P. 115-126.

11. Mei H., Damaren C.J., Zhan X. Hybrid removal of end-of-life geosynchronous satellites using solar radiation pressure and impulsive thrusts. Advances in Space Research. 2020. Vol. 66. No 4. P. 974-991. DOI: 10.1016/j.asr.2020.04.052.

12. Макаренкова Н.А. Управление пространственным положением солнечного паруса. Труды МАИ. 2017. Выпуск № 94. URL: https://mai.ru/publications/index.php?ID=81044 (дата доступа 30.06.2021).

13. Чернякина И.В., Старинова О.Л. Комплексное моделирование поведения конструкции космического аппарата с солнечным парусом роторного типа. Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2019. Т. 21. № 1 (87). С. 45-51.

14. Трофимов С.П. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит: дис. канд. физ.-мат. наук: 01.02.01. М., 2015. 125 с. – URL: http://library.keldysh.ru/diss.asp?id=2015-trofimov (дата доступа 30.06.2021).

15. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. 2-е изд. эл. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 407 с.

16. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. – М.: URSS, 2015. – 544 с.

17. Жданюк В.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. – М.: Сов. радио, 1978. – 384 с.

*Поступила в редакцию 09.07.2021 г.*

## Сведения об авторах

Коробка В.С. Украина. Днипровский национальный университет имени Олеся Гончара. Студент. Сфера интересов – проектирование ракетно-космических летательных аппаратов.

Дронь Н.М. Украина. Днипровский национальный университет имени Олеся Гончара. Профессор кафедры проектирования и конструкций. доктор технических наук, профессор. Сфера интересов – проектирование авиационно-космической техники

Голубек А.В. Украина. Днипровский национальный университет имени Олеся Гончара. Доцент кафедры систем автоматизированного управления, кандидат технических наук, доцент. Сфера интересов – динамика, баллистика и управление движением ракетно-космических летательных аппаратов.

УДК 629.735

DOI: 10.15421/452121

# ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ МОБИЛЬНЫХ РОБОТОВ ПРИ ДИСТАНЦИОННОМ ЗОНДИРОВАНИИ ЗЕМЕЛЬ ЛЕСНОГО ФОНДА

А. Л. Закора, В. В. Сазонов

*Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова, г. Москва*

**Аннотация. Работа посвящена выбору оптимальных траекторий движения интеллектуальных мобильных роботов (ИМР) с автономной системой передвижения и навигации при дистанционном зондировании земель лесного фонда. Эта задача является актуальной при использовании мобильных роботов с ограниченным временем работы. Она имеет множество практических применений, в частности, при мониторинге, фотосъёмке, картографировании, охранном патрулирование лесного фонда, также при организации работы автоматизированных складских помещений. Рассмотренная задача является оптимизационной; целевой функцией служит сумма перемещений объектов (ИМР) к местам выполнения задания. Для решения задачи используется преобразование матрицы перемещений, что позволяет в результате получить распределение объектов по точкам цели с наименьшим суммарным перемещением и в необходимом для дальнейшего использования формате. Для решения задачи разработан алгоритм с предварительным разбиением на подсистемы. На основе математической модели движения ИМР рассчитаны траектории движения для оптимального распределения объектов по местам работы. Анализ полученных результатов математического моделирования процесса показывает существенную экономию времени при перемещении объектов к месту и, соответственно, увеличение времени работы. Разработанный алгоритм и программный модуль предоставляют возможность оптимизировать распределение интеллектуальных мобильных роботов, проводящих учет лесных ресурсов, в результате, получать объективную информацию о состоянии лесных фондов. Программа предназначена для использования при мониторинге, фотосъёмке лесных массивов. Программный блок реализован в виде отдельного модуля для интегрирования в геоинформационную систему.**

**Ключевые слова: ДИСТАНЦИОННЫЙ МОНИТОРИНГ ЗЕМЛИ, ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ, АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ УЧЕТ ЛЕСНЫХ РЕСУРСОВ, ГЕОИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА.**

# ОПТИМІЗАЦІЯ ТРАЄКТОРІЇ РУХУ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ МОБІЛЬНИХ РОБОТІВ ПРИ ДИСТАНЦІЙНОМ ЗОНДУВАННІ ЗЕМЕЛЬ ЛІСОВОГО ФОНДУ

О. Л. Закора, В. В. Сазонов

*Московський державний університет імені М. В. Ломоносова, м. Москва*

**Анотація. Робота присвячена вибору оптимальних траєкторій руху інтелектуальних мобільних роботів (ІМР) з автономною системою пересування і навігації при дистанційному зондуванні земель лісового фонду. Це завдання є актуальною при використанні мобільних роботів з обмеженим часом роботи. Вона має безліч практичних застосувань, зокрема, при моніторингу, фотозйомки, картографуванні, охоронному патрулювання лісового фонду, також при організації роботи автоматизованих складських приміщень. Розглянута задача є оптимизационной; цільовою функцією є сума переміщень об'єктів (ІМР) до місць виконання завдання. Для вирішення завдання використовується перетворення матриці переміщень, що дозволяє в результаті отримати розподіл об'єктів по точках мети з найменшим сумарним переміщенням і в необхідному для подальшого використання форматі. Для вирішення завдання розроблений алгоритм з попередніми розбиттям на підсистеми. На основі математичної моделі руху ІМР розраховані траєкторії руху для оптимального розподілу об'єктів по місцях роботи. Аналіз отриманих результатів математичного моделювання процесу показує істотну економію часу при переміщенні об'єктів до місця і, відповідно, збільшення часу роботи. Розроблений алгоритм і програмний модуль надають можливість оптимізувати розподіл інтелектуальних мобільних роботів, які проводять облік лісових ресурсів, в результаті, отримувати об'єктивну інформацію про стан лісових фондів. Програма призначена для використання при моніторингу, фотозйомки лісових масивів. Програмний блок реалізований у вигляді окремого модуля для інтегрування в геоінформаційну систему.**

**Ключові слова: ДИСТАНЦІЙНИЙ МОНІТОРИНГ ЗЕМЛІ, ОПТИМІЗАЦІЯ траєкторії, АВТОМАТИЗОВАНЕ ОБЛІК ЛІСОВИХ РЕСУРСІВ, ГЕОІНФОРМАЦІЙНА СИСТЕМА.**

© А. Л. Закора, В. В. Сазонов

# OPTIMIZATION OF TRAJECTORIES OF MOTION OF INTELLIGENT MOBILE ROBOTS WITH REMOTE SENSING OF LANDS OF THE FOREST FUND

A. Zakora, V. Sazonov

*M. V .Lomonosov Moscow State University, Moscow*

**Annotation. The work is devoted to the choice of optimal trajectories of movement of intelligent mobile robots (IMR) with an autonomous system of movement and navigation during remote sensing of forest lands. This task is relevant when using mobile robots with limited operating time. It has many practical applications, in particular, in monitoring, photography, mapping, security patrolling of the forest fund, as well as in organizing the work of automated storage facilities. The considered problem is optimization; the target function is the sum of displacements of objects (WRI) to the locations of the task. To solve the problem, the transformation of the displacement matrix is used, which allows, as a result, to obtain the distribution of objects by target points with the least total displacement and in the format necessary for further use. To solve the problem, an algorithm has been developed with a preliminary division into subsystems. On the basis of the mathematical model of the IMR movement, the trajectories of movement are calculated for the optimal distribution of objects at work places. Analysis of the obtained results of mathematical modeling of the process shows a significant saving in time when moving objects to the place and, accordingly, an increase in operating time. The developed algorithm and software module provide an opportunity to optimize the distribution of intelligent mobile robots that record forest resources, as a result, to obtain objective information about the state of forest funds. The program is intended for use in monitoring, photographing forests. The software block is implemented as a separate module for integration into a geographic information system.**

**Key words: REMOTE MONITORING OF THE EARTH, OPTIMIZATION OF TRAJECTORIES, AUTOMATED ACCOUNTING OF FOREST RESOURCES, GEOINFORMATION SYSTEM.**

## Введение

Одними из источников информации о состоянии лесных ресурсов являются системы дистанционного зондирования Земли. В настоящее время дистанционное зондирование земель лесного фонда осуществляется с помощью космических аппаратов [1], авиации и интеллектуальных мобильных роботов оснащенных соответствующей аппаратурой - камерами видимого и ближнего инфракрасного диапазонов [2, 3].

При использовании автономных роботов, имеющих ограниченный ресурс работы, становится особо актуальной задача построения оптимальных траекторий перемещений роботов во время выполнения задания.

При применении одиночных ИМР в процессе мониторинга обычно совершается исследование всей территории. Для такого ИМР оптимальная траектория полета должно проходить таким образом, чтобы во время движения не происходило пересечения просмотренных участков местности, а число разворотов над целью было минимальным. Т.е. оптимальная траектория имеет вид «змейки» с прямыми участками в чередующихся направлениях.

В случае, если на территории имеется непреодолимое препятствие, то определение последовательности обследования целей, сводится к решению задачи коммивояжера, которая является вариантом транспортной задачи.

Для повышения эффективности выполнения задания, особенно, если оно выполняется на большой территории, применяются группы ИМР, при этом распределение объектов по местам назначения определяется путем решения оптимизационной задачи о назначениях, где целевой функцией служит сумма перемещений всех объектов. Для решения задачи применяется алгоритм с предварительным разбиением на динамические подсистемы [4].

## Постановка задачи исследований

Рассматривается задача построения оптимальных траекторий движения ИМР для совместного выполнения поставленного задания (мониторинга окружающей среды, картографирования местности и т.п.); обеспечения безопасного расстояния ИМР между собой и другими объектами при движении от стартовой позиции к заданной,

Математически задача сводиться к решению классической оптимизационной задачи о назначениях. Результаты требуются в формате необходимом для дальнейшего использования в рабочем задании.

**Решение задачи**

Построения оптимальных траекторий движения группы мобильных роботов сводиться к решению задачи о назначениях.

В качестве исходных данных для решения задачи используются пространственные стартовые координаты объектов Xij,s и позиционные (конечные) координаты Xj,p в прямоугольной системе координат OXYZ.

За основу для расчетов берется матрица расстояний C(m×n), где n – количество ИМР в группе; m – количество целевых точек, n=m. Значения элементов матрицы C→cij – это кратчайшее расстояние между j-м ИМР и i-й целевой точкой

$$c_{ij} = \sqrt{\left(x_{ip} - x_{js}\right)^2 + \left(y_{ip} - y_{js}\right)^2 + \left(z_{ip} - z_{js}\right)^2}$$

.Математическая модель задачи формулируется [5,6] следующим образом: найти минимум целевой функции

$$Z = \sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n} c_{ij} x_{ij}$$

при ограничениях: $x_{ij} \geq 0$, $x_{ij}$ - целые числа, i=1,2,…,n; j=1,2,…,n;

$$\sum_{i=1}^{n} x_{ij} = 1, \ \forall \ j=1,2,\ldots,n;$$

$$\sum_{j=1}^{n} x_{ij} = 1, \ \forall \ i=1,2,\ldots,n.$$

Это означает, что каждый ИМР может попасть только в одну точку формации и все точки должны быть заняты.

Решение задачи оптимизации [6] заключается в нахождении такого сочетания траекторий ИМР, чтобы сумма всех расстояний до целевых точек была наименьшей. Это позволяет получить минимизацию по суммарному времени перелета ИМР из некоторой стартовой позиции в заданную.

На основе математической модели рассчитаны оптимальные распределений объектов по местам формации. Для решения задачи применяются алгоритм с предварительным разбиением на динамические подсистемы, т.к. время решения всей системы составляет $O(n^3)$. Результаты представлены в матричном виде и в дальнейшем используются для задания траекторий движения объектов.

Математическая модель движения ИМР имеет следующий вид: $W=(P-cV^2)/M$ где V, W – скорость и ускорение; M – масса ИМР (одинакова для всех); P – сила тяги; c– коэффициент сил сопротивления. Результаты расчетов траекторий движения объектов представлены на рис 1.

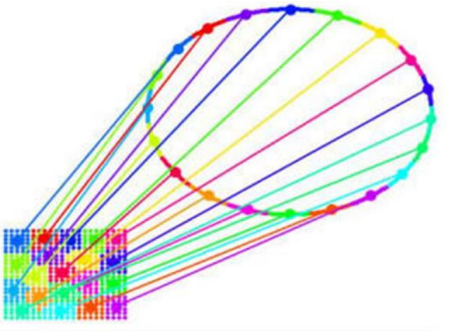


**Рисунок 1 - Траектории построения 500 ИМР в 20 подсистемах**

**Научная новизна**

Рассмотрена задача выбора оптимальных траекторий движения интеллектуальных мобильных роботов при дистанционном зондировании земель лесного фонда.

Выбор оптимальных траекторий движения роботов как одиночных, так и в группе рассмотрен с единых позиций комбинаторной оптимизации. Для сокращения времени расчета предложен алгоритм с предварительным разбиением на динамические подсистемы.

В результате траектории движения 500 объектов в 20 подсистемах рассчитаны за приемлемое для составления рабочего задания время.

Таким образом, разработанный алгоритм предоставляет новые дополнительные возможности для

дистанционного зондирования земель лесного фонда.

## Выводы

Разработан алгоритм и программный модуль для выбора оптимальных траекторий движения интеллектуальных мобильных роботов при дистанционном зондировании земель лесного фонда.

Представленный алгоритм дает возможность оптимизировать распределение работ между интеллектуальными мобильными роботами, проводящими учет лесных ресурсов, в результате, получать объективную информацию о состоянии лесных фондов.

Определен оптимальный способ последовательного облета и распределения целей для ИМР.

Построение алгоритма с предварительным разбиением на подсистемы обеспечило более быструю и устойчивую работу модуля. Определен оптимальный способ последовательного облета и распределения целей для ИМР.

Анализ полученных результатов показывает существенную экономию времени при перемещении объектов к месту работы и, соответственно, увеличение времени работы.

Программа предназначена для использования при мониторинге лесных массивов. Программный блок реализована в виде отдельного модуля для интегрирования в геоинформационную систему.

## Библиографические ссылки


1. Барталев С.А., Егоров В.А., Жарко В.О., Лупян Е.А., Плотников Д.Е., Хвостиков С.А., Шабанов Н.В. Спутниковое картографирование растительного покрова России: М. ИКИРАН, 2016. 208с
2. Рыльский И.А. Подходы к определению таксационных показателей леса с использованием аэрокосмических снимков и лазерного сканирования. Материалы Международной конференции «ИнтерКарто. ИнтерГИС», 2018; 24(2): С. 216–240.
3. Закора А.Л., Сазонов В.В. Алгоритм оценки лесных ресурсов по данным дистанционного мониторинга земли. № 4. Т. 28. 2020. Серія: Ракетно-космічна техніка. Випуск 23. С. 159-163. ttps://doi.org/10.15421/452021
4. Каляев И.А., Гайдук А.Р., Капустян С.Г. Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов: М. Физматлит, 2009. 280 с.
5. Max Kuhn, Kjelle Johnson. Applied Predictive Modeling: Springer, 2019.
6. Кормен Т., Лейзерсон Ч., Ривест Р., Штайн К. Алгоритмы: построение и анализ. 3-е изд. Пер. с англ.: М. Диалектика-Вильямс, 2016. 1328 с.


*Надійшла до редколегії 31.05.2021р.*

## Сведения об авторах

Закора Александр Леонидович. Россия. Московский государственный университет, аспирант. Сфера интересов: дистанционное зондирование Земли, математическое моделирование.

Сазонов Василий Викторович. Россия. Московский государственный университет, канд. физ.-мат. наук, декан факультета космических исследований. Сфера интересов: математическое

UDC 629.7.048:628.1(15)

DOI: 10.15421/452122

# WATER PURIFICATION IN SPACE CONDITIONS

L. Dolyna[1], O. Nahorna[2], Y. Zhdan[3], D. Dolyna[4]

[1]*Dnipro National University of Railway Transport named after Academician V. Lazaryan, 2, Lazaryana St., Dnipro, 49010, Ukraine*

[2]*State Higher Education Establishment «Pridneprovsk State Academy of Civil Engineering and Architecture», 24-A, Chernishevskogo str., Dnipro, 49600, Ukraine*

[3]*Dnipro National University of Railway Transport named after Academician V. Lazaryan, 2, Lazaryana St., Dnipro, 49010, Ukraine*

[4]*«Legal company«Agata zakon» LTD, 11, Panas Mirny str., Kyiv, 01011, Ukraine*

**Abstract. The life support system of the International Space Station must include the provision of drinking water to the crew and the treatment and disposal of wastewater. The cost of water delivery to the ISS is very high, so it is necessary to improve the technological schemes of wastewater treatment in space in order to reuse water in a complete closed cycle. The studies were performed based on the analysis of Ukrainian and foreign scientific sources and reporting data on the specifics of water use at space stations and the treatment methods of the used waters (wastewaters). In addition to international experience, our own research was used to develop a technology for wastewater treatment in space. The authors of the article analyzed the operation of existing wastewater treatment facilities in space and made recommendations for their use at the ISS. The developed technology for the treatment ofwastewater and drinking water in zero-gravity (space) is based on the use of various reactors. They can be made of various materials (metal, plastic, etc.); they do not contain non-standard equipment that requires factory manufacturing. Compactness, complete tightness and small dimensions of bio- and physicochemical reactors allow them to be installed within the ISS. The cleaning process is easy to manage and can be fully automated. Water problems are central to the whole world, including in space. The ISS should have a system for the wastewater treatment and their closed use, since the supply of new water to stations significantly increases the cost of space exploration. Quality water is the health and well-being of people in space. Since there is no gravity in space, centrifugal forces (centrifuges) must be used to separate suspended particles from water. A comprehensive review of the issues related to wastewater treatment in space, allows us to conclude that it is necessary to regenerate water at International space stations (ISS). Indeed, to ensure the life support of the astronauts, a colossal amount of water is required, and its delivery to the ISS from the Earth is expensive.**

**Keywords*:* WASTE WATER TREATMENT; SPACE; WASTEWATER TREATMENT FACILITIES; SPACE WATER TREATMENT TECHNOLOGY; SPACE LIFE SUPPORT SYSTEM**

# ОЧИСТКА ВОД В УСЛОВИЯХ КОСМОСА

Л. Ф. Долина[1], Е. К. Нагорная[2], Ю. А. Ждан[3], Д. А. Долина[4]

[1]*Днепровский национальный университет железнодорожного транспорта имени академика В. Лазаряна, ул. Лазаряна, 2, г. Днепр, 49010, Украина*

[2]*Государственное высшее учебное заведение «Приднепровская государственная академия строительства и архитектуры», ул. Чернышевского, 24-а, г. Днепр, 49600, Украина*

[3]*Днепровский национальный университет железнодорожного транспорта имени академика В. Лазаряна, ул. Лазаряна, 2, г. Днепр, 49010, Украина*

[4]*ООО «Юридическая компания «Агата закон», ул. Панаса Мирного, 11, г. Киев, 01011, Украина*

**Аннотация. Система жизнеобеспечения Международной космической станции обязательно включает в себя обеспечение экипажа водой питьевого качества, очистку и обезвреживание сточных вод. Стоимость доставки воды в МКС очень высока, поэтому необходимо совершенствовать технологические схемы очистки сточных вод в условиях космоса с целью повторного использования воды в полном замкнутом цикле. Исследования выполнены на основании анализа украинских и зарубежных научных источников и отчетных данных о специфике использования воды на космических станциях и способах очистки сточных вод. Для разработки технологии очистки сточных вод в условиях космоса кроме мирового опыта использованы собственные исследования. Авторы статьи провели анализ работы существующих построек по очистке сточных вод в условиях космоса и представили рекомендации по их использованию на МКС. Разработанная технология для очистки сточных и питьевых вод в условиях невесомости (космоса) основывается на использовании реакторов. Реакторы могут быть выполнены из различных материалов (металл, пластик и др.), они не содержат нестандартного оборудования, требующего заводского**

©L. Dolyna, O. Nahorna, Y. Zhdan, D. Dolyna 

**изготовления. Компактность, полная герметичность и небольшие габариты био- и физико-химических реакторов позволяют устанавливать их внутри МКС. Процесс очистки прост в управлении и может быть полностью автоматизирован. Водные проблемы главны во всем мире, в том числе и в условиях космоса. На МКС должна быть предусмотрена система по обработке сточных вод и их замкнутому использованию, поскольку снабжение станций новой водой значительно увеличивает стоимость освоения космического пространства. Качественная вода – это здоровье и благополучная работа людей в условиях космоса. Поскольку в космосе отсутствует гравитация, для отделения взвешенных веществ от воды следует использовать центробежные силы (центрифуги). Комплексное рассмотрение вопросов, связанных с очисткой сточных вод в условиях космоса, позволяет заключить необходимость регенерации воды на Международных космических станциях (МКС). Ведь для обеспечения жизнедеятельности космонавтов нужно колоссальное количество воды, а ее доставка на МКС с Земли очень дорогая.**
**Ключевые слова: ОЧИСТКА СТОЧНЫХ ВОД; КОСМОС; СООРУЖЕНИЯ ПО ОЧИСТКИ СТОЧНЫХ ВОД; ТЕХНОЛОГИЯ ОЧИСТКИ ВОД В УСЛОВИЯХ КОСМОСА; СИСТЕМА ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ В КОСМОСЕ**

## ОЧИСТКА ВОД В УМОВАХ КОСМОСУ

Л. Ф. Долина[1], О. К. Нагорна[2], Ю. О. Ждан[3], Д. А. Долина[4]

*[1]Дніпровський національний університет залізничного транспорту імені академіка В. Лазаряна, вул. В. Лазаряна, 2, м. Дніпро, 49010, Україна*

*[2]Державний вищий навчальний заклад «Придніпровська державна академія будівництва та архітектури», вул. Чернишевського, 24-а, м. Дніпро, 49600, Україна*

*[3]Дніпровський національний університет залізничного транспорту імені академіка В. Лазаряна, вул. В. Лазаряна, 2, м. Дніпро, 49010, Україна*

*[4]ТОВ «Юридична компанія «Агата закон», вул. Панаса Мирного, 11, м. Київ, 01011, Україна*

**Анотація. Система життєзабезпечення Міжнародної космічної станції обов'язково включає забезпечення екіпажу водою питної якості та очистку і знешкодження стічних вод. Вартість доставки води до МКС дуже висока, тому необхідно вдосконалювати технологічні схеми очищення стічних вод в умовах космосу з метою повторного використання води в повному замкненому циклі. Дослідження виконані на підставі аналізу українських і зарубіжних наукових джерел і звітних даних про специфіку використання води на космічних станціях і способах очищення стічних вод. Для розробки технології очищення стічних вод в умовах космосу, окрім світового досвіду, використані власні дослідження. Автори статті провели аналіз роботи існуючих споруд по очищенню стічних вод в умовах космосу і представили рекомендації по їх використанню на МКС. Розроблена технологія для очищення стічних і питних вод в умовах невагомості (космосу) ґрунтується на використанні реакторів. Реактори можуть бути виконані з різних матеріалів (метал, пластик та ін.), вони не містять нестандартного устаткування, яке вимагає заводського виготовлення. Компактність, повна герметичність і невеликі габарити біо- і фізико-хімічних реакторів дозволяють встановлювати їх в межах МКС. Процес очищення простий в управлінні і може бути повністю автоматизований. Водні проблеми є головними у всьому світі, у тому числі і в умовах космосу. На МКС має бути передбачена система по обробці стічних вод та їх замкнутого використання, оскільки постачання станцій новою водою значно збільшує вартість освоєння космічного простору. Якісна вода - це здоров'я і благополучна робота людей в умовах космосу. Оскільки в космосі відсутня гравітація, для відділення зважених речовин від води треба використовувати відцентрові сили (центрифуги). Комплексний розгляд питань, що пов'язані з очищенням стічних вод в умовах космосу, дозволяє зробити висновок про необхідність регенерації води на Міжнародних космічних станціях (МКС). Адже для забезпечення життєдіяльності космонавтів потрібно колосальну кількість води, а її доставка на МКС із Землі є дуже дорогою.**
**Ключові слова: ОЧИЩЕННЯ СТІЧНИХ ВОД; КОСМОС; СПОРУДИ ПО ОЧИЩЕННЮ СТІЧНИХ ВОД; ТЕХНОЛОГІЯ ОЧИЩЕННЯ ВОД В УМОВАХ КОСМОСУ; СИСТЕМА ЖИТТЄЗАБЕЗПЕЧЕННЯ В КОСМОСІ**

### Introduction

The International Space Station (ISS) is a permanent research laboratory in space, the fruit of the labor of more than 100,000 people. Most of them work in Canada, Russia and the United States of America, others in Belgium, Brazil, Great Britain, Germany and other countries. After the completion of construction (2004) , the ISS was 88 meters long and 109 meters wide, and in terms of the volume of living and working premises the station was comparable to two Boeing-747 jet liners. The weight of this structure in the end is about 520 tons (Fig. 1) [1].

**Figure 1 - The International Space Station**

Electrical, computer and hydraulic communications are laid on the surface of the modules, through which electricity is transmitted, drinking water and water of the air cooling system passes.

The state close to zero gravity plays an important role in scientific research carried out on board the ISS. The force of gravity at the station altitude (400 km) is a million times less than what we experience on the surface of the Earth. On Earth, a thrown pencil will fly a distance of 2 m in 0.5 s, and on board the ISS it will take ten minutes. This huge «house», consisting of many modules, can accommodate crews of up to seven or more people.

## Formulation of the research problem

All the water available at the space station is delivered by cargo ships. It is spent on food, hygiene procedures, and support of the station's technical systems. The technique calculates literally every gram of excess weight, so it is impossible to take it with a margin. On board with a huge amount of state-of-the-art technology, scientists and engineers work under strict water economy conditions.

The key point in its recovery is water purification. The purification system collects all sorts of water: leftovers from cooking, dirty water from washing, and even the sweat of astronauts. Water recovery means getting it again. But it is impossible to regenerate water unless it is first brought in from Earth. The regeneration process itself reduces the cost of space flights and makes the ISS system less dependent on terrestrial services [2]. Consequently, the water supplied from Earth is used many times on the ISS.

## Solution of the problem

The research was carried out on the basis of an analysis of Ukrainian and foreign scientific sources and data reports on the specifics of water use at space stations and methods of wastewater purification. To develop a technology for wastewater purification in space, in addition to the general world experience, own research was used.

Water issues are on rise all over the world, and the same is about space. The ISS should be provided with a system of wastewater purification and it's multiple looped use, since the supply of new water to the stations significantly increases the cost of space exploration. High-quality water is the health and well-being of people in space. Since there is no gravity in space, centrifugal forces (centrifuges) should be used to separate suspended solids from water.

Now the ISS implements several methods of water regeneration:

- condensation of moisture from the air;
- waste water purification;
- processing of urine and solid waste.

The ISS is equipped with special equipment that condenses moisture from the air. Moisture in the air is natural, it exists both in space and on Earth. In the process of vital activity, astronauts can release up to 2.5 liters of liquid per day. In addition, the ISS has special filters for the purification of used water. But considering how astronauts wash, household water consumption is significantly different from that of the earth. Urine and solid waste recycling is a new development that has only been used on the ISS since 2010.

Currently, the ISS requires about 9000 liters of water per year to operate. This is a generalized figure that reflects all costs. Water on the ISS is recovered by about 93%, so the supply volumes are significantly lower. But do not forget that with each complete cycle of water use, its total volume decreases by 7%, this makes the ISS dependent on supplies from Earth.

Modern Russian water regeneration systems SRV-K2M and Electron-VM make it possible to provide astronauts on the ISS with water by 63% [3]. Biochemical analysis showed that the regenerated water does not

lose its original properties and is completely drinkable. Scientists are currently working to create a more closed system that will provide astronauts with 95% water. There are prospects for the development of purification systems that will provide a 100% closed cycle.

The new integrated life support system for the International Space Station is based on a water recycling system using specially designed filters and chemical processes that purify waste fluids, especially astronaut's urine and sweat, so that they are converted into fresh drinking water (Fig. 2) [4].

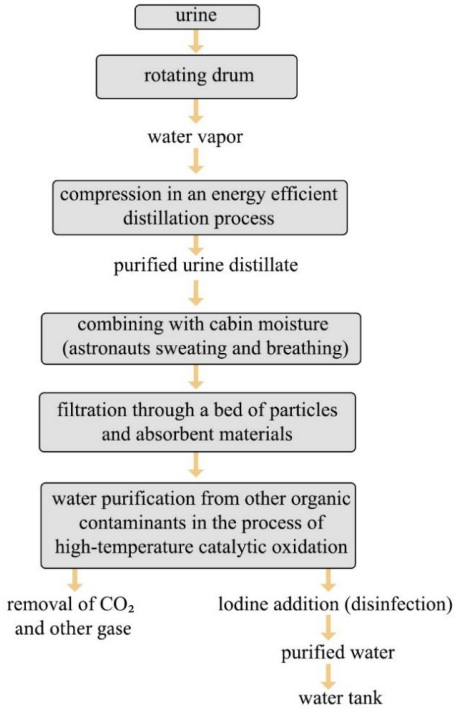



**Figure 2 - Technological scheme of how astronaut's urine if purified into drinking water, developed at Marshall Space Flight Center of NASA (USA) and installed in the laboratory of the ISS**

The system, which can produce 2,800 liters of water per year, is fundamentally important because it allows the ISS to accommodate six crew members, not three, and reduces the requirement to the amount of fresh water, which is very expensive to bring into the spacecraft from Earth. To send 1 kg of cargo into space, you need to spend 40,000 dollars, and 1 liter of water in space costs 70,000 dollars. These purification facilities are very important for the life at the station and such systems are the key to the upcoming human missions to the Moon and Mars.

The system was developed at Marshall Space Flight Center, in Huntsville, Alabama. It entered orbit in November 2008 aboard Space Shuttle Endeavor.

In this system, urine is directed into a drum that rotates at high speed, which releases water vapor. This vapor is compressed in an «energy efficient distillation process» and produces a «refined urine distillate» that is not yet pure enough for astronauts to drink.

This distillate is then combined with other wastewater sources (cabin water, which was produced by the sweating and breathing of astronauts). The pooled wastewater is passed through a granular filter and absorbent bed of materials used in commercial honeycomb water purification systems.

At the last stage, to purify the water from the remaining organic contaminants, the water goes through a high-temperature oxidation process. The water heats up and oxygen is injected to oxidize contaminants into carbon dioxide and other gases that are easier to remove. Water disinfection is carried out by adding iodine.

To evaluate the system's performance, drinking water samples are continually collected and sent back to Earth for testing.

The new system is part of a plan to increase the number of crew members who can adequately live on the ISS without relying heavily on supplies from Earth.

The water purification system is a small but fundamental part of NASA's ISS modernization. NASA has also sent in new crew housing and simulators.

Providing astronauts with enough drinking water is one of the tricky parts of defining long-term space travel. Water is heavy, quickly consumed, and the path to orbit is expensive. By comparison, a spacecraft launch costs $ 10,000 a pound, and a gallon of water weighs 8.33 pounds (a gallon is 3.785 liters) [5].

Astronauts are limited to three gallons of water a day when in space, but even such restrictions do not greatly reduce the cost of their stay in orbit, which costs $ 249,000 a day. Astronauts have been drinking purified urine

since 2009, but the system they are using now is heavy, slow, and prone to breakage.

Therefore, astronauts on the ISS are testing a new method proposed by the Danish biotechnology company Aquaporin A/S [6]. This system uses a filter that contains aquaporin proteins that only remove pure water from urine, sweat, sewage and other sources of fluid in space. Aquaporin molecules are proteins that live inside cell membranes that are very efficient at allowing water to pass through and trapping other impurities. These proteins are used as building blocks in the manufacture of membranes.

The filter works basically the same way as our kidney (Fig. 3). The system consists of two tubes connected to an energy source. It draws a liter of urine from one container through a filter and discharges it into another container in less than a minute. The device is small, lightweight and less prone to clogging than the filters currently in use.

Aquaporin A/S has been working with NASA since 2011 and is being tested on the ISS in space.

The purpose of our article is to develop a technology for purifying waste (used) water in space. The first steps are being taken in this direction, that will require more detailed study and research in the future.

The research was carried out on the basis of an analysis of Ukrainian and foreign scientific sources and data reports on the specifics of water use at space stations and methods of wastewater treatment. To develop a technology for wastewater purification in space, in addition to world experience, we used our own research [6].

It is quite obvious that in the conditions of long-term space flights, the use of water supply systems based on reserves is impossible. In this regard, one of the most priority tasks is the development of a technological scheme for water regeneration [7].

In space, the following data are used in calculating water used by a single person per day [8]:

- 2.2 liters - drinking and cooking costs;
- 0.2 liters - hygiene;
- 0.3 liters - flushed the toilet.

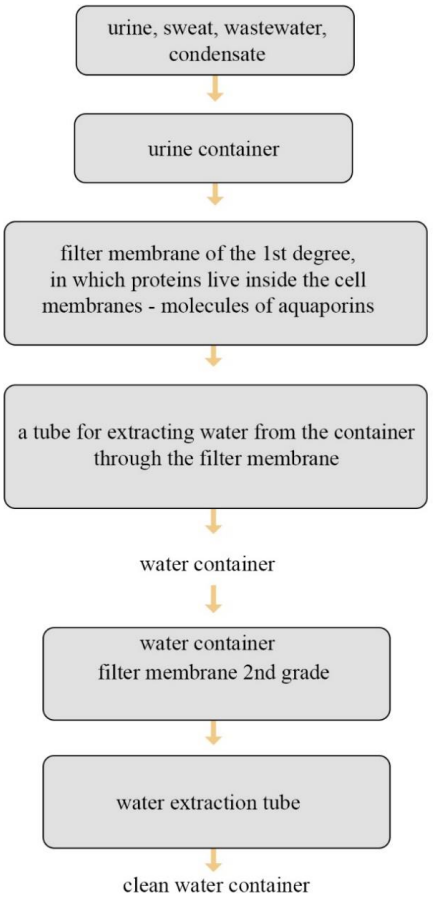



**Figure 3 - Technological scheme of wastewater treatment at the ISS, developed by the Danish biotechnology company «Aquaporin A/S»**

The first time water regeneration in space was carried out at the Salyut-4 space station in January 1975. In the system for the recovery of water from condensate (SRV-K), water was regenerated from atmospheric moisture to the condition of drinkable water. Subsequently, similar systems operated at the Salyut-6, Salyut-7, and Mir stations. At the Mir station, a system for the regeneration of water from urine was in use, and the system for the regeneration of sanitary and hygienic water was tested [9].

It is important to note that due to the influence of space conditions, calcium in the urine of astronauts is greatly increased. Filters for urine processing, designed on Earth, are not

designed for such biochemical composition of urine and therefore quickly deteriorate.

The sedimentation of used water does not work in space, since there is no gravity, but it can be successfully replaced with nettling centrifuges of a special design.

Structures for the purification of waste and drinking water in zero gravity (space) conditions can be different reactors. Such reactors can be made of various materials (metal, plastic, etc.) they do not contain non-standard equipment that requires factory production [10]. The compactness, complete tightness and small dimensions of the bio- and physicochemical reactors allow them to be installed inside the ISS. The cleaning process is easy to operate and can be fully automated. The number of necessary controlled parameters is minimal, for example, for aerobic bioreactors, these are temperature, pH, and chemical oxygen demand (COD) of the treated effluent. The process is resistant to both peak loads and changes in the quality of the incoming water.

According to the wastewater purification method, reactors are divided into [10]:

1. Biological, which in turn are classified:

- air supply;
- for the immobilization of microorganisms in the apparatus;
- by design features;
- by design and technological characteristics.

2. Physicochemical (chemical, electrochemical, physical, etc.).

3. Bio- physical and chemical (membrane bioreactors).

On the ISS, the use of gases (chlorine, ozone, etc.) for disinfecting water poses a danger to astronauts in case of a leak.

These days, an expensive water disinfection unit based on special ultraviolet lamps is used in passenger aircraft to disinfect drinking water [11]. Such system need to have its lamps replaced every 3000 operating hours, which is costly.

The new water disinfection system developed by the Canadian company International Water Guards uses ultraviolet light-emitting diodes [12]. Thus, it was possible to reduce the cost of the system compared to the system using UV lamps. Therefore, we recommend this system for the disinfection of waste and drinking water on the ISS.

The above emphasizes the thesis of both the necessity and the possibility of water regeneration at the International Space Stations. The technological scheme developed by the authors (Fig. 4) implies the treatment of wastewater at the ISS and their closed use.

As noted above, in conditions of space and the absence of gravity, the use of sedimentation tanks is useless. Therefore, we propose to install settling centrifuges of special designs for wastewater sedimentation and sand removal [13, 14]. For the purification of water from dissolved substances, we offer reactors, or rather membrane bioreactors of a new generation [15].

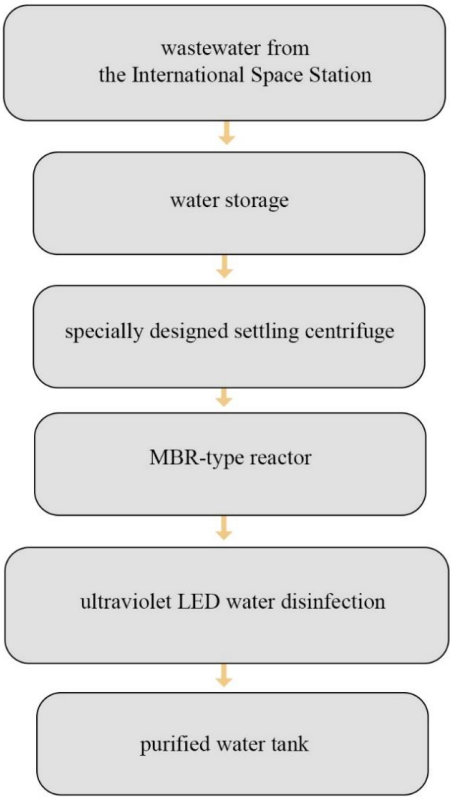



**Figure 4 - Technological scheme of wastewater treatment at the International Space Station**

Membrane bioreactors (MBR) are modern high-intensity biological wastewater

purification facilities [16]. In contrast to the classical biological treatment scheme with separation of the sludge mixture in secondary sedimentation tanks, in membrane bioreactors, the separation of activated sludge flakes from treated wastewater is achieved by filtering the sludge mixture through an ultrafiltration or microfiltration membrane with a pore size in the range from 0.04 to 0.04 micron.

The main component of an MBR is a cartridge consisting of membrane modules. Membranes can be in the form of a hollow fiber or two flat sheets with a polymer backing [10, 17]. The cartridges are put directly in the sludge mixture. A self-priming pump creates a negative pressure on the inner surface of the diaphragms. Thus, due to the pressure difference between the outer and inner surfaces of the membrane, the wastewater is filtered through the membrane layer. The resulting clean water (permeate) is removed by a filtrate pump.

Individual microorganisms (bacteria) of activated sludge have a size that is significantly larger than the pore size of the membranes. Therefore, the membrane retains flakes of activated sludge, microorganisms and suspended inert substances floating freely during the filtration process, and are removed from the membrane surface using an aeration system.

Advantages of using MBR:

1) fewer structures - MBR replaces secondary sedimentation tanks, aeration tanks and sand filters;

2) compactness - the concentration of activated sludge in MBR is several times higher than in traditional structures, respectively, the volume of structures is the same number of times less;

3) the possibility of year-round nitrification even in cold climates - in traditional structures, with a decrease in temperature, the growth rate of nitrifiers decreases, and they are washed out of the reactor;

4) selection of microorganisms capable of oxidizing bioresistant substances - slowly growing microorganisms with such ability thanks to the membrane are not washed out of the reactor. Consequently, the cleaning efficiency for heavily oxidizing substances in the MBR is much higher than in the aeration tank-settler system;

5) automatic process convenience - the process is fully automated;

6) safe operation - the operation of the facilities does not depend on the settling capacity of the sludge (sludge index), its swelling, etc .;

7) waste water disinfection - the pores of the membranes are smaller than the size of a bacteria.

And, in conclusion, we suggest using UV-LED lamps for water disinfection. In conditions of space and the absence of gravity for the movement of water, we propose to use pumps of a new generation.

## Scientific novelty

An analysis of the operation of existing wastewater purification facilities in space conditions is carried out, recommendations for their use on the ISS are presented. The developed technology for the purification of waste and drinking water in zero gravity (space) conditions is based on the use of reactors. Reactors can be made of various materials (metal, plastic, etc.) they do not contain non-standard equipment that requires factory production. The compactness, complete tightness and small dimensions of the bio- and physicochemical reactors allow them to be installed inside the ISS. The purification process is easy to operate and can be fully automated.

## Conclusions

On board the ISS, water is used not only for drinking, but also for the life of the crew and the functioning of the station’s systems. Water is an essential component for the recovery of freeze-dried foods.

We have developed a technology and proposed a scheme for the purification of wastewater in space. The work of existing wastewater purification facilities in space was also analyzed and recommendations for their use on the ISS were developed.

The ISS should be provided with a system for wastewater treatment and their closed use, since supplying stations with new water significantly increases the cost of space

exploration, and high-quality water means health and prosperous work of people in space.

## Bibliographic references


1. Zhurnal «Vse pro kosmos». Mizhnarodna kosmichna stantsiya (MKS) [Electronic resource]. Rezhim dostupu: https://aboutspacejornal.net
2. Wang Y., Pham H. Water Treatment Plant Ancillary Facilities: Unsung Heroes of Hurricane Harvey. Journal American Water Works Association. 2019. Vol. 111. Iss. 8. P. 81–100. DOI: https://doi.org/10.1002/awwa.1339
3. Sinyak Yu. E. Aktovaya rech'. Sistemy zhizneobespecheniya obitaemykh kosmicheskikh ob"ektov. Moskva : IBMP RAN, 2008. S. 3–28.
4. Sauser Brittany. Purified Urine in Space. MIT Technology Review. December 19, 2008.
5. Hansman Heather. A new efficient filter helps astronauts drink their own urine. Smithsonian magazine. September 11, 2015.
6. Dolina L. F., Zhdan Yu. O., Dolina D. A. Ochistka stochnykh vod v usloviyakh kosmosa // Nauka ta progres transportu. Visnik Dnipropetrovs'kogo natsional'nogo universitetu zaliznichnogo transportu, 2020. № 2 (86). S. 7–15. DOI: https://doi.org/10.15802/stp2020/202612
7. Gupta G.S. Orbán S.A. Water is life, life is water : (Un) sustainable use and management of water in the 21st century. Corvinus Journal of Sociology and Social Policy. 2018. Vol. 9, No. 1 P. 81–100. DOI: https://doi.org/10.14267/CJSSP.2018.1.04
8. Aristov N. I. Kosmicheskoe pitanie. Tekhnologii. Istoriya i sovremennost'. Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki. 2017. T. 3. S.980–982.
9. Sal'nikov N. A. Issledovanie ochistki sanitarno-gigienicheskoi vody v zamknutoi sisteme vodo-obespecheniya letatel'nykh apparatov. Nauchnyi vestnik MGTU GA. 2016. T. 19, № 3. S. 157–165.
10. Dolina L. F. Reaktory dlya ochistki stochnykh vod . Uchebnoe posobie. DG TUZhT: Standart, 2001. 82 s.
11. Vodnye khroniki : Nauchnye novosti // Voda i vodnye tekhnologii. 2019. № 2 (92). 22 s.
12. LED light technology to purify water on airliners. Flight Global, 2019 [Electronic resource]. Mode of access: https://www.flightglobal.com/systems-and-interiors/aix-led-light-technology-to-purify-water-on- airliners/132154.article
13. Anderson N. G. Zonal Centrifuges and Other Separation Systems. Science. 1966. Vol. 154, Iss. 3745. P. 103–112. DOI: https://doi.org/10.1126/science.154.3745.103
14. Giorno L., Drioli E. Biocatalityc membrane reactors: applications and perspectives. Trends of biotechnology. 2000. Vol.18. Iss. 8. P. 339–349. DOI: https://doi.org/10.1016/S0167-7799(00)01472-4
15. Dolina L. F., Nahorna O. K., Zhdan Yu. O., Dolina D. A. Tekhnolohiia ochyshchennia stichnykh vod v umovakh kosmosu // Ukrainskyi zhurnal budivnytstva ta arkhitektury, 2021. № 3 (003). S. 76–84. DOI: https://doi.org/10.30838/J.BPSACEA.2312.010721.76.769
16. Dolina L. F. Sovremennaya tekhnika i tekhnologiya dlya ochistki stochnykh vod ot solei tyazhelykh metallov: monografiya. Dnepropetrovsk : Kontinent, 2008. 254 s.
17. Dolina L. F. Novye metody i oborudovaniya dlya obezzarazhivaniya stochnykh i prirodnykh vod : monografiya. Dnepropetrovsk : Kontinent, 2003. 218 s.


*Received by the Editorial Board on November15, 2021*

## Information about the Authors

Dolina Leonid Fedorovich, Ukraine, Dnipro National University of Railway Transport named after Academician V. Lazaryan, cand. sc. (tech.), private professor,.
Interest - wastewater and industrial wastewater treatment technology; ecology; purification of water in the sinks of space

Nahorna Olena Kostiantynivna, Ukraine, State Higher Education Establishment «Pridneprovsk State Academy of Civil Engineering and Architecture», cand. sc. (tech.), associate professor
Interest - The latest methods and technologies of natural and wastewater treatment, mathematical modeling of water treatment processes.

Zhdan Yuliia Oleksandrivna, Ukraine, Dnipro National University of Railway Transport named after Academician V. Lazaryan, student.
Interest - wastewater and industrial wastewater treatment technology

Dolyna Dmytro Andriyovich, Ukraine, legal adviser «Legal company «Agata zakon» LTD

# ЗМІСТ


**Проектування і конструкції** 3

1. V. Shynkaruk, V. Lipovskyi Efficient Design Of The Fuel Case Of The Lv “Vega” Orbital Stage Using Topology Optimization…… 3
2. Р.А. Мочёнов, А.В. Сотниченко, Г.М. Иваницкий, М.П. Сало, О.А. Брижак Снижение температурного и силового воздействия сверхзвуковых струй ракетного двигателя на объекты наземного технологического оборудования. 12
3. Y. Petelko, V. Lipovskiy Review Of Intelligent Materials And The Possibility Of Their Use In Rocket And Space Technology…… 29
4. А.М. Чубаров Явище локального ближнього піку мінімально необхідної стартової маси у проектуванні тактичних і зенітних керованих ракет…….. 41

**Двигуни та енергетичні установки** 49

5. O. Alekseenko, A. Kashaba, V. Maslov, O. Petrenko Cyclograms of the st-25 hall thruster starting ……... 49
6. Г.В. Назаренко, П.П. Филиппенко, С.А. Дешевых, Ю.А. Митиков Современное состояние и перспективы развития энергетического совершенства лопаточных насосов……... 58
7. B. Yurkov, O. Petrenko, D. Voronovskyi1, A. Troyan Test results of a high-speed solenoid valve for the electric propulsion feed system…….. 72
8. M. Katrenko, A. Panchenko, V. Eliseyev General case of liquid motion in a porous radial centrifugal pump…….. 81

**Технології виробництва та матеріали** 88

9. К.Г. Сєдачова, Т.А. Манько, О.П. Роменська Застосування селективного інфрачервоного випромінювання при виготовленні виробів з склопластиків для нафтової промисловості ……. 88
10. А.В. Кулик, П.Н. Желтов, Д.С. Абраменко Обзор видов моющих жидкостей, применяемых для очистки топливных баков ракет-носителей …… 95
11. О.Е. Бондаренко, С.Ш. Векилов, Ю.В. Ткачёв, Р.А. Марчан Особенности топологической оптимизации силовых элементов ЖРД, изготовленных аддитивными технологиями ……. 106
12. S. Vekilov, V. Lipovsikyi, R. Marchan, O. E. Bondarenko Distinctive features of slm technology application for manufacturing of LPRE components …… 112
13. S. Polishko Ways to increase plasticity in deformation of titanium alloys with minimization of energy costs ……... 124
14. Ю. А. Шашко, С. В. Аджамський, С. В. Казеев, А. Ф. Санін, О. В. Кулик Аналіз можливості та перспективи використання методу бластінгу при чистовій обробці закритих лопаток моноколіс турбін, виготовлених адитивним методом за технологією SLM …… 132

**Системи керування, телекомунікація, навігація та автоматизація** 138

15. Е. А. Скидан, А. М. Кулабухов Блок управления испытательного стенда электромагнитных систем ориентации и стабилизации космических аппаратов ……. 138
16. Ю. Д. Шептун Ефективність інноваційного керування ступенем ракети-носія 144
17. Е. А. Гребенкина. В. А. Ларин, А. М. Кулабухов Методика выбора двигателей-маховиков космических аппаратов для проведения стереосъемки 152

18. В. В. Авдєєв Закон регулювання і показники системи стабілізації руху ракети …….. 158

**Прикладна механіка та математичні методи** 166

19. С. В. Алексєєнко Визначення ступеню впливу зледеніння на літальний апарат …… 166

**Космічні апарати, супутникові системи та методи обробки супутникової інформації** 179

20. В. С. Коробка, Н. М. Дронь, А. В. Голубек Оценка возможности использования солнечного паруса в задачах комбинированного увода с низких околоземных орбит …… 179
21. А. Л. Закора, В. В. Сазонов Оптимизация траекторий движения интеллектуальных мобильных роботов при дистанционном зондировании земель лесного фонда ……. 190
22. L. Dolyna, O. Nahorna, Y. Zhdan, D. Dolyna Water purification in space conditions ……. 194

# Коментарі

Наукове видання

**ВІСНИК**
**ДНІПРОВСЬКОГО УНІВЕРСИТЕТУ**

**Серія: РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА**

Заснований у 1993 р.

Випуск 24

**Українською, російською та англійською мовами**

**Свідоцтво про державну реєстрацію друкованого**
**засобу масової інформації**
**серія КВ № 23265–13105ПР від 22.03.2018 р.**

Редактор Омельченко Л. В.
Оригінал-макет Ситник В. А.

Підписано до друку 17.11.2021. Формат 70х108/16.
Папір друкарський. Ум. друк. арк. 18,02. Тираж 100 прим. Зам. № 287.

Видавництво та друкарня ПП «ЛІРА ЛТД».
вул. Наукова, 5, м. Дніпро, 49107.
Свідоцтво про внесення суб’єкта видавничої справи до
Державного реєстру видавців, виготовлювачів,
розповсюджувачів видавничої продукції
ДК № 6042 від 26.02.2018.