

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

*Присвячується 100-річчю  
Дніпровського  
національного університету  
імені Олеся Гончара*

# **В і с н и к**

**Дніпровського  
університету**

**Науковий журнал**

**Заснований у 1993 р.**

---

**№ 4**

**Том 26**

**2018**

---

**РЕДАКЦІЙНА РАДА:**

---

чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **М. В. Поляков** (*голова редакційної ради*); д-р хім. наук, проф. **С. І. Оковитий** (*заст. голови*); д-р фіз.-мат. наук, проф. **О. О. Кочубей**; д-р хім. наук, проф. **В. Ф. Варгалоук**; 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, професор (Польща); д-р фіз.-мат. наук, проф. **Ю. Мельников** (США).

---

**Серія:  
РАКЕТНО-КОСМІЧНА  
ТЕХНІКА**

**Випуск 21**  
Дніпровський національний університет  
імені Олеся Гончара

*Друкується за рішенням вченої ради  
Дніпровського національного університету  
імені Олеся Гончара згідно з планом видань на 2018 рік*

**Рецензенти:**

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

Вісник фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету містить оглядові статті з матеріалами наукових досліджень, виконаних у 2017–2018 рр.

Вестник физико-технического факультета Днепропетровского национального университета содержит обзорные статьи с материалами научных исследований, выполненных в 2017–2018 гг.

**Редакційна колегія:**

д-р техн. наук, проф. **О. М. Петренко** (гол. редактор), д-р техн. наук, проф. **Ю. Д. Шептун** (заст. гол. редактора), д-р техн. наук, проф. **С. О. Давидов**, д-р техн. наук, проф. **М. М. Дронь**, д-р техн. наук, проф. **В. В. Авдєєв**, д-р техн. наук, проф. **В. П. Малайчук**, д-р техн. наук, проф. **А. Ф. Санін**, д-р техн. наук, проф. **Т. А. Манько**, д-р техн. наук, проф. **Є. О. Джур**, д-р техн. наук, проф. **О. В. Січевий**, 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. **В. С. Хорошилов** (ДКБ "Південне", м. Дніпро), д-р техн. наук, проф. **А. С. Кулик** (Національний аерокосмічний університет "ХАІ", м. Харків), д-р фіз.-мат. наук, проф. **К. С. Бактибеков** (Євразійський національний університет 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. Бразилія, Бразилія), к-т техн. наук., доц. **К. В. Бечке** (відп. секретар).

## КОМПЕНСАЦІЯ ЛІНІЙНОГО ЗБУРЕННЯ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ РАКЕТИ

В. В. Авдєєв

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара*

Для збуреного руху в одній площині з урахуванням інерції виконавчого пристрою встановлено зв'язок визначеного методом модального управління закону регулювання з матрицями похибок. Корені характеристичного полінома згідно зі схемою Баттерворта рівномірно розміщені на півколі заданого радіусу. Результати можуть бути використані при розробці системи як альтернативний варіант визначення закону регулювання, виходячи із вимог до показників точності.

**Ключові слова:** закон регулювання, модальне управління, точність стабілізації.

For disturbed motion in one plane with taking in account the inertia of an executive device the connection between a law of control determined by method of modal control and error matrixes is established. The roots of characteristic polynomial are according to the Batterwort's scheme on hemicycle of a given radius even distributed. The results can be used in system design as an alternative option of a law of control determination based on the requirements for accuracy figures.

**Keywords:** law of control, modal control, stabilization precision.

Для возмущенного движения в одной плоскости с учетом инерции исполнительного устройства установлена связь определенного методом модального управления закона регулирования с матрицами ошибок. Корни характеристического полинома согласно со схемой Баттерворта равномерно размещены на полуокружности заданного радиуса. Результаты могут быть использованы при разработке системы как альтернативный вариант определения закона регулирования, исходя из требований к показателям точности.

**Ключевые слова:** закон регулирования, модальное управление, точность стабилизации.

**Вступ.** Систему стабілізації (СС) руху ракети, як і будь-яку автоматичну систему, прийнято розділяти на об'єкт управління і регулятор. Закон регулювання (ЗР) визначає залежність вихідного сигналу регулятора від координат вектора стану. Коли пріоритетним показником СС є точність, то ЗР розраховується виходячи з її кількісних оцінок; а якщо на перше місце ставиться якість перехідного процесу, визначена вибраним критерієм, то для знаходження ЗР можна використати розвинений у роботах О. А. Красовського метод аналітичного конструювання регуляторів.

Одним із варіантів визначення ЗР є використання методу модального управління, згідно з яким забезпечується задане розташування коренів характеристичного полінома (ХП) і відповідна перехідна функція. Розміщення коренів ХП, згідно з Баттервортом, рівномірно на півколі певного радіуса є доцільним з погляду частотної характеристики СС в інтервалі низьких частот, але залишається відкритим питання точності компенсації збурень і вимог до швидкодії виконавчого пристрою (ВП).

**Задача роботи** – встановлення зв'язку між параметром Баттерворта – радіусом півкола на площині коренів ХП і кількісною оцінкою точності компенсації лінійних у часі збурювальних прискорень з урахуванням інерції ВП для СС руху в одній площині. Матеріали роботи розширюють методичну базу проектування СС ракет і можуть бути використані як один із варіантів визначення ЗР, спираючись на коефіцієнти рівнянь збуреного руху в околі певної точки траєкторії і вимоги до показників точності.

**Огляд літератури.** Специфіка ракети як об'єкта управління полягає в широкому протягом польоту діапазоні масово-інерційних характеристик, швидкостей і висоти, а також у наявності коливальних ланок, обумовлених кінцевою жорсткістю корпусу і рухом вільної поверхні компонентів палива [1; 2]. Коливання рідини в баках або в конструкціях корисного навантаження суттєво ускладнює стабілізацію руху і вимагає спеціальних заходів при розробці проекту, зокрема, раціональний вибір форми баків і установку демпферів [3].

Розроблено методику оптимізації ЗР за критерієм «ймовірність стійкості», оскільки параметри ракети відомі з певною похибкою [4]. Її ефективність підтверджено на моделі восьмого порядку, в якій, крім обертального, беруться до уваги рух центра мас, пружність корпусу та динамічні характеристики ВП.

Одним із методів розрахунку коефіцієнтів лінійного ЗР, при яких стає найменшою кількісна оцінка (критерій) якості перехідного процесу компенсації збурень СС, є використання системи нелінійних рівнянь Ріккати. Для СС плоского обертального руху ракети із врахуванням інерції ВП (порядок моделі чотири) розроблено послідовність встановлення зв'язку між показниками точності і коефіцієнтами якості перехідного процесу. Основні кроки такі: розв'язок 10 нелінійних диференціальних рівнянь Ріккати, в результаті якого знаходяться чотири коефіцієнти ЗР, і розрахунок векторів помилок при дії лінійного збурювального прискорення [5]. Для моделі СС другого порядку отримано аналітичний розв'язок рівнянь Ріккати [6] і запропоновано алгоритм визначення елементів симетричної матриці критерію, при яких забезпечуються задані показники СС, зокрема, глобальна стійкість.

Отримано оцінки точності компенсації лінійного збурювального прискорення у вигляді нескладних аналітичних залежностей від параметрів ракети і коефіцієнтів ЗР [7]. Показано можливість компромісного узгодження суперечливих вимог до точності і запасу стійкості. Врахування руху центра мас на перехідних процесах компенсації збурень не проводиться.

Аналіз показує, що в доступних джерелах недостатньо висвітлено показники СС, ЗР якої вибрано методом модального управління, зокрема, з використанням стандартних форм Баттерворта [8].

**Матеріали і методи.** На початковому етапі розробки СС не беруться до уваги

осцилятори пружних коливань корпусу ракети та рідкого палива. Тоді в околі певної точки траєкторії збурений рух у площині ристання описується рівнянням:

$$\dot{x} = a \cdot x + f, \quad x = [\psi \ \dot{\psi} \ z \ \dot{z} \ \delta \ \dot{\delta}]^T, \quad (1)$$

де координатами вектора стану  $x$  є: кут ристання, його похідна за часом, зміщення центра мас перпендикулярно площині траєкторії, його похідна, кут повороту еквівалентного рульового органу та його похідна. В ЗР лінійно входять всі координати вектора стану з коефіцієнтами  $k_{\psi}, k'_{\psi}, k_z, k'_z, k_{\delta}, k'_{\delta}$ , при цьому:

$$a = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & 0 & 0 & 0 & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{z\psi} & 0 & 0 & 0 & a_{z\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mu \cdot k_{\psi} & \mu \cdot k'_{\psi} & -\mu \cdot k_z & -\mu \cdot k'_z & \mu\delta & \mu \cdot \nu \end{bmatrix},$$

$$\mu\delta = \mu \cdot (k_{\delta} - 1), \quad \mu = \frac{1}{T_{AC}^2}, \quad \nu = k'_{\delta} - \xi \cdot T_{AC}. \quad (2)$$

В (2) позначено:  $a_{\psi\psi}, a_{\psi\delta}, a_{z\psi}, a_{z\delta}$  – традиційні [2] коефіцієнти, які залежать від параметрів ракети і точки траєкторії;  $T_{AC}, \xi$  – постійна часу і коефіцієнт демпфування ВП.

Для визначення матриць похибок вектор збурень  $f$  напишемо у вигляді:

$$f = c \cdot w = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} m_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ m_y \\ 0 \\ f_z \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Координатами вектора збурень  $w$  (3) є:  $m_y, f_z$  – обертальне та лінійне прискорення, яке може бути викликане аеродинамічними силами, відхиленнями ракети від геометричної та масової симетрії або іншими причинами.

Розміщені на півколі радіусом  $\omega_0$  (параметр Баттерворта) корені

$$s_j = \omega_0 \cdot e^{i \cdot \left(\frac{17}{12}\pi - j \cdot \frac{\pi}{6}\right)}; \quad j = \overline{0, 5}; \quad i^2 = -1; \quad (4)$$

дають ХП у вигляді [8]:

$$Q(s) = s^6 + 3.8637 \cdot \omega_0 \cdot s^5 + 7.4641 \cdot \omega_0^2 \cdot s^4 + 9.14162 \cdot \omega_0^3 \cdot s^3 + 7.4641 \cdot \omega_0^4 \cdot s^2 + 3.8637 \cdot \omega_0^5 \cdot s + \omega_0^6. \quad (5)$$

Відповідно (4) дійсна складова найближчого до уявної осі кореня ХП (5) – ступінь стійкості  $\eta = -\omega_0 \cdot \cos\left(\frac{17\pi}{12}\right) = 0.259 \cdot \omega_0$ , частоти коливальних складових у перехідному процесі:  $0.259\omega_0, 0.707\omega_0, 0.966\omega_0$ .

Залежність коефіцієнтів ЗР від параметра Баттерворта  $\omega_0$  визначається шляхом прирівнювання множників при відповідних степенях змінної комплексного типу  $s$  виразу (5) відповідним величинам ХП, що слідує з матриці  $a$  (2):

$$Q(s) = \det(a - s \cdot E_6) = s^6 + \sum_{i=0}^5 q_i \cdot s^i, \quad (6)$$

де  $E_6$  – одинична матриця шостого порядку,

$$q_0 = \mu \cdot k_z \cdot (a_{\psi\delta} \cdot a_{z\psi} - a_{\psi\psi} \cdot a_{z\delta}) = \mu \cdot k_z \cdot g,$$

$$q_1 = \mu \cdot k_z' \cdot g, \quad q_2 = \mu\delta \cdot a_{\psi\psi} - \mu \cdot k_{\psi} \cdot a_{\psi\delta} + \mu \cdot k_z \cdot a_{z\delta},$$

$$q_3 = \mu \cdot v \cdot a_{\psi\psi} - \mu \cdot k_{\psi}' \cdot a_{\psi\delta} + \mu \cdot k_z' \cdot a_{z\delta},$$

$$q_4 = -\mu\delta - a_{\psi\psi}, \quad q_5 = -\mu \cdot v.$$

В результаті, зберігаючи у множниках дві цифри після коми, отримуємо коефіцієнти ЗР залежно від  $\omega_0$ :

$$k_z = \frac{\omega_0^6}{\mu \cdot g}, \quad k_z' = \frac{3.86 \cdot \omega_0^5}{\mu \cdot g},$$

$$k_{\psi} = \frac{-a_{z\delta} \cdot \omega_0^6 + 7.46 \cdot g \cdot \omega_0^2 \cdot (\omega_0^2 + a_{\psi\psi}) + g \cdot a_{\psi\psi}^2}{\mu \cdot |a_{\psi\delta}| \cdot g},$$

$$k_{\psi}' = \frac{\omega_0 \cdot (-3.86 \cdot a_{z\delta} \cdot \omega_0^4 + 9.13 \cdot g \cdot \omega_0^2 + 3.86g \cdot a_{\psi\psi})}{\mu \cdot |a_{\psi\delta}| \cdot g},$$

$$k_{\delta} = (-7.46\omega_0^2 + \mu - a_{\psi\psi}) / \mu,$$

$$k_{\delta}' = (\mu \cdot \xi \cdot T_{ac} - 3.86\omega_0) / \mu. \quad (7)$$

Перші чотири коефіцієнти ЗР (7) пропорційні  $\omega_0$  (табл. 1; рис. 1, 2), в рамках прийнятої моделі СС (1, 2) вони обмежені зверху тільки потужністю і швидкістю ВП;  $k_{\delta}, k_{\delta}'$  обернено пропорційні  $\omega_0$  (рис. 3).

Таблиця 1

Приклад коефіцієнтів моделі СС

$a_{z\psi}$	$a_{z\delta}$	$a_{\psi\psi}$	$a_{\psi\delta}$	$\xi$	$T_{ac}$
	м/с <sup>2</sup>		с <sup>-2</sup>	-	с
-36.1	-1.44	1.81	-0.295	1.0	0.1

Точність стабілізації при дії лінійного у часі збурення кількісно можна оцінити матрицями похибок  $er0$  і  $er1$ . Після закінчення перехідного процесу вектор стану СС

$$x(t) = er0 \cdot w + er1 \cdot \dot{w}, \quad w = \begin{bmatrix} m_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_0 + \dot{m}_0 \cdot t \\ f_{z0} + \dot{f}_{z0} \cdot t \end{bmatrix},$$

$$\dot{w} = \begin{bmatrix} \dot{m}_0 \\ \dot{f}_{z0} \end{bmatrix},$$

$$er0 = \frac{1}{g} \cdot \begin{bmatrix} a_{z\delta} & -a_{\psi\delta} \\ 0 & 0 \\ \frac{1}{k_z} \cdot [k_{\psi} \cdot a_{z\delta} - (k_{\delta} - 1) \cdot a_{z\psi}] & \frac{1}{k_z} \cdot [(k_{\delta} - 1) \cdot a_{\psi\psi} - k_{\psi} \cdot a_{\psi\delta}] \\ 0 & 0 \\ -a_{z\psi} & a_{\psi\psi} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Відповідно до (8; 9) після закінчення перехідного процесу вектор стану СС при нульових початкових значеннях і дії

тільки постійних збурювальних прискорень  $m_0, f_{z0}$

$k_z, M^{-1}; k_z', c \cdot M^{-1}$

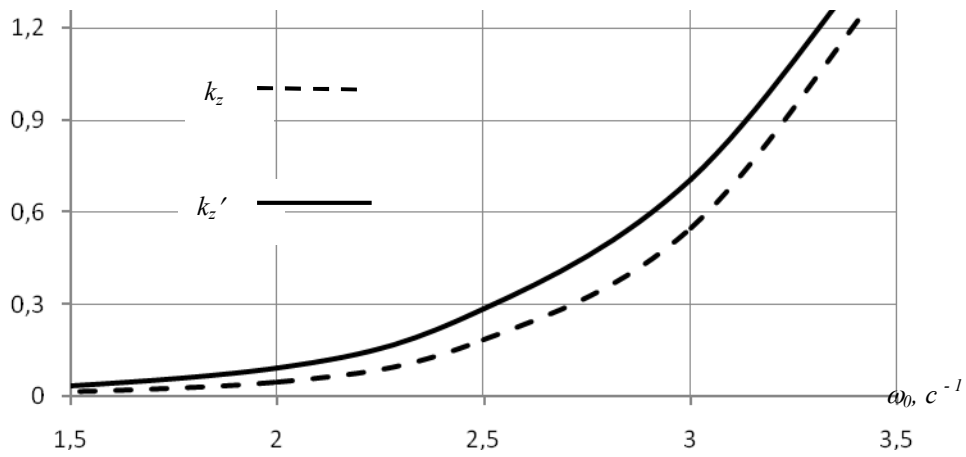


Рис. 1. Коэффициенты ЗР при координате  $z$  вектора stanu СС

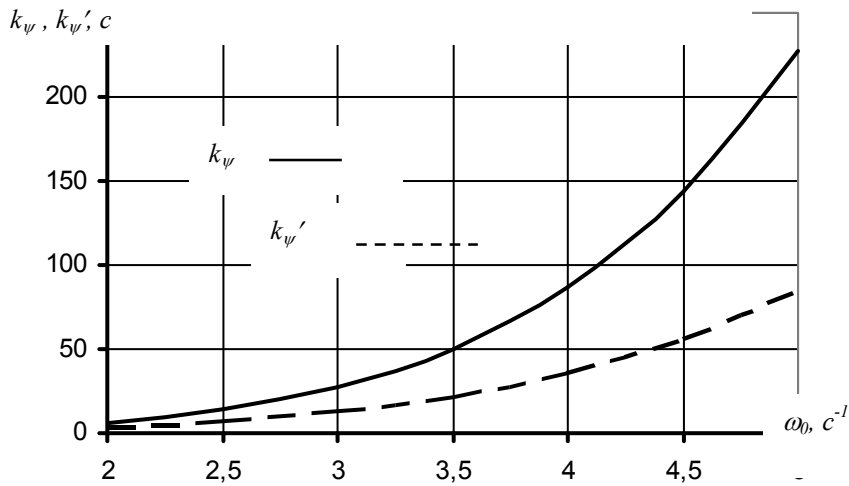


Рис. 2. Коэффициенты ЗР при координате  $\psi$

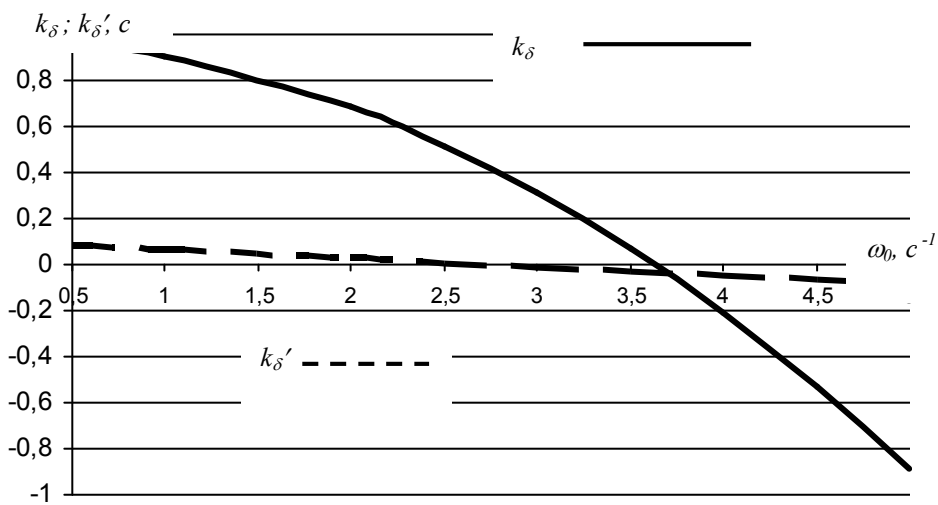


Рис. 3. Коэффициенты ЗР при координате  $\delta$

$$x = \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \\ z \\ \dot{z} \\ \delta \\ \dot{\delta} \end{bmatrix} = \frac{1}{g} \cdot \begin{bmatrix} a_{z\delta} \cdot m_0 - a_{\psi\delta} \cdot f_{z0} \\ 0 \\ ((1-k_\delta) \cdot a_{z\psi} + k_\psi \cdot a_{z\delta}) \cdot m_0 - f_{z0} \cdot (k_\psi \cdot a_{\psi\delta} + a_{\psi\psi} \cdot (1-k_\delta)) / k_z \\ 0 \\ -a_{z\psi} \cdot m_0 + a_{\psi\psi} \cdot f_{z0} \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Коли обертальне збурювальне прискорення створюється проекцією постійної аеродинамічної сили на вісь  $z$ , то між збуреннями  $m_y$  і  $f_z$  має місце лінійна залежність, тобто

$$m_y = m_0 = f_{z0} \cdot k_i, \quad (11)$$

де  $k_i$  – коефіцієнт, що залежить від поточних масово-інерційних параметрів ракети.

Від ЗР і відповідно  $\omega_0$  залежить тільки значення  $z_k$  координати  $z$  після закінчення перехідного процесу (10). З урахуванням (11) статична похибка

$$z_r = \frac{z_k}{f_{z0}} = V_0 + \frac{V_1}{\omega_0^2} + \frac{V_2}{\omega_0^4} + \frac{V_3}{\omega_0^6}, \quad (12)$$

де

$$V_0 = -a_{z\delta} \cdot (1 - b \cdot k_i) / g, \quad V_1 = 7.4641 \cdot (1 - k_i \cdot b), \quad V_2 = 7.4641 \cdot k_i \cdot (a_{z\psi} - b \cdot a_{\psi\psi}), \\ V_3 = a_{\psi\psi} \cdot k_i \cdot (a_{z\psi} - b \cdot a_{\psi\psi}), \quad b = a_{z\delta} / a_{\psi\delta}.$$

Перший доданок (12) залежить тільки від параметрів ракети, які в межах поставленої задачі виражені коефіцієнтами  $a_{\psi\psi}, a_{\psi\delta}, a_{z\psi}, a_{z\delta}$ . Для даних табл. 1 статична

похибка в функції  $\omega_0$  проходить нульове значення і має слабо виражений екстремум (рис. 4).

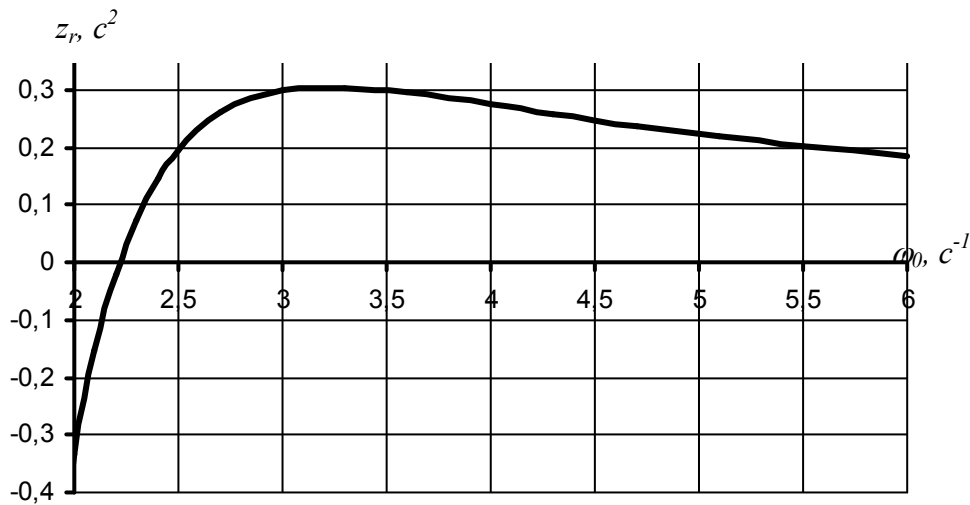


Рис. 4. Статична похибка СС залежно від параметра Баттерворта

Елементи матриці  $er1$ , яка використовується при розрахунку похибок компенсації лінійного у часі збурення, також можуть бути визначені у функції параметра Баттерворта  $\omega_0$ :

$$er1 = -a^{-2} \cdot c = - \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -a_{z\delta} / g & a_{\psi\delta} / g \\ v_{31} & v_{32} \\ v_{41} & v_{42} \\ 0 & 0 \\ a_{z\psi} / g & -a_{\psi\psi} / g \end{bmatrix}, \quad (13)$$

де

$$v_{31} = \frac{1}{k_z \cdot g} \cdot \left[ (k'_\delta - \xi \cdot T_{ac}) \cdot a_{z\psi} - k'_\psi \cdot a_{z\delta} + \frac{k_z}{k'_z} \cdot (k_\psi \cdot a_{z\delta} - (k_\delta - 1) \cdot a_{z\psi}) \right] =$$

$$= \frac{19.69742 \cdot a_{z\delta} \cdot \omega_0^4 - 24.97534 \cdot \omega_0^2 \cdot g - 3.8637 \cdot a_{\psi\psi} \cdot g}{|a_{\psi\delta}| \cdot \omega_0^7},$$

$$v_{41} = \frac{(k_\delta - 1) \cdot a_{z\psi} - k_\psi \cdot a_{z\delta}}{k_z \cdot g} = (7.4641 \cdot a_{z\delta} / \omega_0^2 - a_{\psi\psi} \cdot g / \omega_0^6 - 7.4641 \cdot g / \omega_0^4 - a_{z\delta}^2 / g) / a_{\psi\delta},$$

$$v_{42} = \frac{k_\psi \cdot a_{\psi\delta} - (k_\delta - 1) \cdot a_{\psi\psi}}{k_z \cdot g} = \frac{1}{g} (a_{z\delta} - \frac{7.4641 \cdot g}{\omega_0^2}),$$

$$v_{32} = \frac{1}{k_z \cdot g} \cdot [a_{\psi\delta} \cdot k_\psi' - v_{42} \cdot g \cdot k_z' - (k_\delta' - \xi \cdot T_{ac}) \cdot a_{\psi\psi}] = 19.69742 / \omega_0^3.$$

Відповідно (8; 9; 13) після закінчення перехідного процесу вектор стану СС при дії лінійного збурення може бути визначений аналітичним виразом

$$w(t) = \begin{bmatrix} m_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_0 + \dot{m}_0 \cdot t \\ f_{z0} + \dot{f}_{z0} \cdot t \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$x = \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \\ z \\ \dot{z} \\ \delta \\ \dot{\delta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{z\delta} \cdot (m_0 + \dot{m}_0 \cdot t) - a_{\psi\delta} \cdot (f_{z0} + \dot{f}_{z0} \cdot t) \\ a_{z\delta} \cdot \dot{m}_0 - a_{\psi\delta} \cdot \dot{f}_{z0} \\ -g \cdot [v_{42} \cdot (f_{z0} + \dot{f}_{z0} \cdot t) + v_{41} \cdot (m_0 + \dot{m}_0 \cdot t) + v_{31} \cdot \dot{m}_0 + v_{32} \cdot \dot{f}_{z0}] / g \\ -g \cdot (v_{42} \cdot \dot{f}_{z0} + v_{41} \cdot \dot{m}_0) \\ a_{\psi\psi} \cdot (f_{z0} + \dot{f}_{z0} \cdot t) - a_{z\psi} \cdot (m_0 + \dot{m}_0 \cdot t) \\ a_{\psi\psi} \cdot \dot{f}_{z0} - a_{z\psi} \cdot \dot{m}_0 \end{bmatrix} / g. \quad (15)$$

З (13; 15) слідує, що від ЗР і, відповідно, від параметра Баттерворта  $\omega_0$  залежать тільки координати  $z$  і  $\dot{z}$  вектора стану СС.

Після закінчення перехідного процесу при дії збурення (14) модуль координати  $\dot{z}$

– статична похибка швидкості залежить від елементів  $v_{41}, v_{42}$  матриці (13) обернено пропорційно  $\omega_0$  (рис. 5, 6).

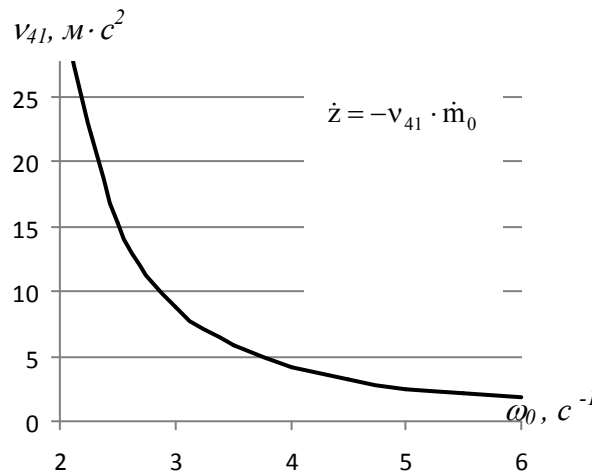


Рис. 5. Статична похибка координати  $\dot{z}$  при дії лінійного у часі обертового збурювального прискорення

### Результати.

1. Встановлено співвідношення (7) між параметром Баттерворта  $\omega_0$  і коефіцієнтами ЗР.

2. Визначено залежність елементів матриць похибок ( $er_0, er_1$ ) від параметрів

ракет, коефіцієнтів ЗР і  $\omega_0$  (9; 13).

3. Для випадку постійного збурювального прискорення від дії аеродинамічної сили встановлено залежність (12, рис. 4) статичної похибки від параметра  $\omega_0$ .



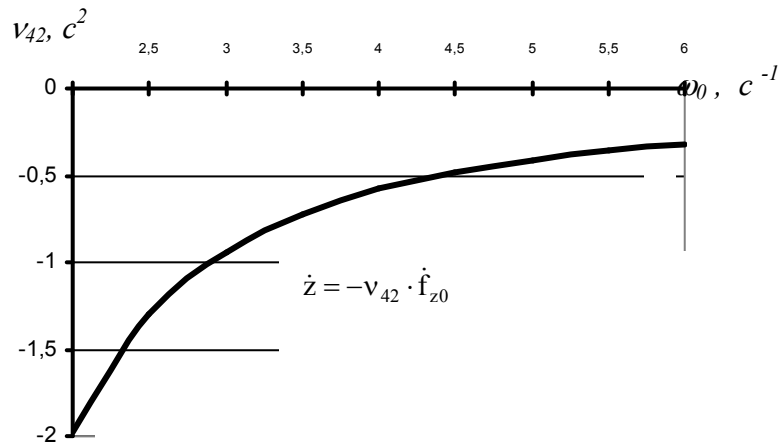


Рис. 6. Статична похибка координати  $\dot{z}$  при дії лінійного у часі збурювального прискорення  $f_z$

### Висновки.

1. Коефіцієнти ЗР  $k_{\psi}, k'_{\psi}, k_z, k'_z$  пропорційні параметру  $\omega_0$  і в межах прийнятої моделі обмежені зверху тільки потужністю і швидкодією ВП, тоді як коефіцієнти ЗР  $k_{\delta}, k'_{\delta}$  обернено пропорційні  $\omega_0$ . 2. Після закінчення перехідного процесу від коефіцієнтів ЗР і, відповідно, від параметра  $\omega_0$  залежать тільки координати  $z$  і  $\dot{z}$  вектора стану СС.

Використання описаного варіанта методу модального управління, в якому задані корені ХП рівномірно розміщені на півколі радіусом  $\omega_0$ , являє собою альтернативну можливість розрахунку ЗР при розробці СС. Недоліком цього підходу, очевидно, слід вважати те, що, на відміну від методу аналітичного конструювання регуляторів, ЗР вибирається без врахування кількісної оцінки якості перехідного процесу, а його перевага в тому, що всі коефіцієнти ЗР і елементи матриць похибок залежать тільки від однієї наперед заданої величини.

### Бібліографічні посилання

1. Колесников К. С. Динамика ракет. Москва : Машиностроение, 1980. 376 с.
2. Dynamic designing of rockets. Dynamics problems of rockets and space stages: monograph / I. M. Igdalov, L. D. Kuchma, N. V. Poliakov, Ju. D. Sheptun; under the editorship by academician

S. N. Konyukchov. Dnipro : ЛІРА, 2013. 280 p.

3. Rogers J. Design consideration for stability of liquid payload projectiles. *Journal of spacecraft and rockets*. No 1. 2013. Vol. 50. P. 169–178.

4. Сухоробрий В. Г., Цветкова А. А., Шопина А. Б. Оптимизация параметров системы стабилизации ракет-носителей с помощью метода вариаций. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. № 68. 2015. С. 5–12. URL: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/vikt\\_2015\\_68\\_3](http://nbuv.gov.ua/UJRN/vikt_2015_68_3).

5. Авдеев В. В. Критерий якості перехідного процесу і показники точності системи стабілізації ракети. *Авиационно-космическая техника и технология*. Харьков: ХАИ, 2017. № 1 (136). С. 4–10.

6. Chen C., Liang Y., Jhu W. Global stability of a system with state-dependent Riccati equation controller. *Journal of guidance, control, and dynamics*. No. 10. 2015. Vol. 38. P. 2050–2054.

7. Авдеев В. В. Точність і запас стійкості системи стабілізації обертального руху ракети. *Радиоэлектроника, информатика, управление*. № 3. 2016. С. 93–98.

8. Кузовков Н. Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. Москва : Машиностроение, 1976. 184 с.

Надійшла до редколегії 5.06.2018 р.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ПРОФИЛЯ КРЫЛА ДОЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

С.В. Алексеенко

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, г. Днепр,  
49010, Украина, e-mail: alexeyenko\_sv@ukr.net*

Розроблено методику та програмно-методичне забезпечення для опису процесів обтікання профілю крила в'язким стисливим потоком на основі усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса із застосуванням моделі турбулентності Спаларта – Алмараса. Отримано залежність аеродинамічних характеристик профілю від кута атаки, проаналізовано вплив стисливості середовища на результати розрахунків.

**Ключові слова:** чисельне моделювання, усереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є – Стокса, модель турбулентності Спаларта – Алмараса, профіль NACA0012.

A methodology and software-methodical support for describing the processes of flow around a wing profile by a viscous compressible flow based on the Reynolds-averaged Navier – Stokes equations using the Spalart – Almaras turbulence model is developed. The effect of Mach number variation at constant Reynolds number on the profile performance coefficients is analyzed.

**Keywords:** numerical simulation, Reynolds-averaged Navier – Stokes equations, Spalart-Almaras turbulence model, profile NACA0012.

Разработана методика и программно-методическое обеспечение для описания процессов обтекания профиля крыла вязким сжимаемым потоком на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с применением модели турбулентности Спаларта – Алмараса. Получена зависимость аэродинамических характеристик профиля от угла атаки, проанализировано влияние сжимаемости среды на результаты расчетов.

**Ключевые слова:** численное моделирование, осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса, модель турбулентности Спаларта – Алмараса, профиль NACA0012.

**Введение.** Необходимость обеспечения безопасности полетов, в том числе в неблагоприятных метеоусловиях, обуславливает постоянный интерес к проблеме обледенения летательных аппаратов. В современных условиях методы численного моделирования оказываются достаточно эффективным инструментом при разработке новых и усовершенствовании существующих систем защиты от обледенения.

Процесс обледенения является одним из наиболее сложных приложений вычислительной аэродинамики и тепломассообмена. До настоящего времени в различных странах разработан ряд известных методик и программных продуктов, позволяющих моделировать процессы обледенения (LEWICE, ONERA, CANICE и др.) [3; 4; 7], в которых, как правило, внешний воздушный поток описывается с помощью уравнений потенциала, а движение переохлажденных капель воды – с помощью траекторной модели. Одним из существенных недостатков таких методик является

использование модели невязкой несжимаемой среды, что, соответственно, не позволяет учитывать предысторию потока, методика имеет ограниченное применение в случае достаточно больших скоростей и сложных форм ледяных наростов (из-за наличия локальных трансзвуковых зон и значительных градиентов давления), а также не позволяет непосредственно определять аэродинамические характеристик обтекаемого профиля.

**Целью исследований** является разработка и верификация методики и численного алгоритма описания процессов аэродинамики при обтекании профиля крыла на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, которая могла бы в дальнейшем найти применение при разработке методик моделирования процессов обледенения летательных аппаратов.

**Постановка задачи.** При расчете внешнего потока воздуха используются осредненные по Рейнольдсу уравнения

Навье – Стокса, которые можно записать в векторном виде [2]:

$$\frac{\partial \hat{q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} = \frac{1}{\text{Re}} \left\{ \frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} \right\}. \quad (1)$$

Здесь  $\hat{q}, \hat{E}, \hat{F}, \hat{E}_v, \hat{F}_v$  – четырёхкомпонентные векторы, которые имеют вид:

$$\hat{q} = \frac{q}{J}, \quad q = (\rho, \rho u, \rho v, e)^T, \quad (2)$$

$$\hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ (e + p)U \end{bmatrix}, \quad \hat{E}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{yx} + \xi_y \tau_{yy} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$\hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ (e + p)V \end{bmatrix}, \quad \hat{F}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{yx} + \eta_y \tau_{yy} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где

$$U = \xi_x u + \xi_y v, \quad (5)$$

$$V = \eta_x u + \eta_y v, \quad (6)$$

$$\tau_{xx} = \frac{2\mu}{3} [2(\xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta) - (\xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta)], \quad (7)$$

$$\tau_{yy} = \frac{2\mu}{3} [2(\xi_y v_\xi + \eta_y v_\eta) - (\xi_x u_\xi + \eta_x u_\eta)], \quad (8)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu [(\xi_y u_\xi + \eta_y u_\eta) + (\xi_x v_\xi + \eta_x v_\eta)], \quad (9)$$

$$\beta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + \frac{1}{(\gamma - 1)} \left( \frac{\mu_\ell}{\text{Pr}_\ell} + \frac{\mu_t}{\text{Pr}_t} \right) \times \left( \xi_x \frac{\partial a^2}{\partial \xi} + \eta_x \frac{\partial a^2}{\partial \eta} \right), \quad (10)$$

$$\beta_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + \frac{1}{(\gamma - 1)} \left( \frac{\mu_\ell}{\text{Pr}_\ell} + \frac{\mu_t}{\text{Pr}_t} \right) \times \left( \xi_y \frac{\partial a^2}{\partial \xi} + \eta_y \frac{\partial a^2}{\partial \eta} \right). \quad (11)$$

В уравнениях (1–11) приняты следующие обозначения:  $u, v$  – компоненты вектора скорости в направлениях  $x, y$ ;  $\rho, p, e$  – плотность, давление и полная энергия единицы объема газа;  $a$  – скорость звука;  $\gamma$  – отношение удельных теплоемкостей;  $\mu_\ell, \mu_t$  – динамические коэффициенты молекулярной и турбулентной вязкости;  $\mu = \mu_\ell + \mu_t$  – динамический коэффициент «эффективной» вязкости;  $\text{Re}$  – число

Рейнольдса;  $\text{Pr}_\ell = 0.72, \text{Pr}_t = 0.9$  – числа Прандтля для ламинарного и турбулентного режимов течения соответственно.

Система уравнений (1) дополняется уравнением состояния:

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2), \quad (12)$$

где метрические коэффициенты и якобиан преобразования координат определяются из соотношений:

$$\xi_x = J y_\eta, \quad \xi_y = -J x_\eta, \quad (13)$$

$$\eta_x = -J y_\xi, \quad \eta_y = J x_\xi, \quad (14)$$

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta)}{\partial(x, y)} = \begin{vmatrix} \xi_x & \xi_y \\ \eta_x & \eta_y \end{vmatrix}. \quad (15)$$

В качестве модели турбулентности в данной работе была выбрана модель Спаларта – Алмараса [6], которая изначально была разработана и предложена именно для решения задач внешней аэродинамики. Кроме того, к достоинствам выбранной модели можно отнести относительно небольшие затраты машинного времени и памяти, поскольку модель является однопараметрической с одним дифференциальным уравнением, а также ее устойчивость и хорошую сходимость, и, соответственно, обладающую меньшей чувствительностью к величине шага по времени и минимальному шагу вблизи стенки.

**Граничные условия.** На границе расчетной области, совпадающей с поверхностью профиля, задавались условия прилипания, непротекания ( $V = 0$ ) и отсутствия теплообмена ( $\partial T / \partial n = 0$ ).

На внешней границе при реализации граничных условий использовался метод характеристик. Для вычисления нормальной составляющей скорости на границе применялись одномерные уравнения Эйлера в характеристической форме, согласно которым инварианты Римана [1]:

$$R_\infty = q_\infty n - 2 \frac{a_\infty}{\gamma - 1} = q_b n - 2 \frac{a_b}{\gamma - 1}, \quad (16)$$

$$R_e = q_e n + 2 \frac{a_e}{\gamma - 1} = q_b n + 2 \frac{a_b}{\gamma - 1},$$

на «входящей» ( $R_\infty$ ) и «выходящей» ( $R_e$ ) характеристиках можно вычислить по значениям параметров невозмущенного потока и с помощью экстраполяции по их внутренним значениям соответственно. Индексом  $b$  отмечены значения параметров на границе, индексом  $\infty$  – значения в невозмущенном потоке, а индексом  $e$  – значения, получаемые экстраполяцией.

Нормальная составляющая скорости и скорость звука на внешней границе вычислялись по формулам:

$$\begin{aligned} q_{bn} &= \frac{1}{2}(R_e + R_\infty), \\ a_b &= \frac{1}{4}(\gamma - 1)(R_e - R_\infty). \end{aligned} \quad (17)$$

В качестве двух недостающих граничных условий использовались условия фиксации тангенциальной составляющей скорости и энтропии, значения которых полагались равными значениям параметров невозмущенного потока в случае входной границы и вычислялись с помощью экстраполяции по значениям параметров внутри рассматриваемой области в случае выходной границы.

На разрезе при реализации граничных условий использовался метод контрольных объемов.

#### Численный алгоритм.

Дискретизация системы исходных уравнений Навье – Стокса выполнена с помощью конечно-объемного метода для криволинейных координат [1]:

$$\frac{3\Delta\hat{q}^n - \Delta\hat{q}^{n-1}}{2\Delta t} + \hat{R}^{n+1} = 0, \quad (18)$$

где  $n$  – номер временного слоя;

$$\begin{aligned} \Delta\hat{q}^n &= \hat{q}^{n+1} - \hat{q}^n; \quad \Delta\hat{q}^{n-1} = \hat{q}^n - \hat{q}^{n-1}, \\ \hat{R}^{n+1} &= \frac{\hat{E}_{i+1/2}^{n+1} - \hat{E}_{i-1/2}^{n+1}}{\Delta\xi} + \frac{\hat{F}_{j+1/2}^{n+1} - \hat{F}_{j-1/2}^{n+1}}{\Delta\eta} - \\ &- \frac{1}{\text{Re}} \left( \frac{\hat{E}_{v,i+1/2}^{n+1} - \hat{E}_{v,i-1/2}^{n+1}}{\Delta\xi} + \frac{\hat{F}_{v,j+1/2}^{n+1} - \hat{F}_{v,j-1/2}^{n+1}}{\Delta\eta} \right). \end{aligned} \quad (19)$$

Для вычисления конвективных слагаемых используется схема Roe [1], согласно которой потоки через грань ячейки  $i+1/2$  контрольного объема определяются:

$$\hat{E}_{i+1/2} = \frac{1}{2} \left[ \hat{E}(q_L) + \hat{E}(q_R) - |\tilde{A}| \cdot (q_R - q_L) \right], \quad (20)$$

где  $q_L$ ,  $q_R$  – параметры потоков слева и справа от грани соответственно.

Для обеспечения второго порядка точности по пространству в настоящей работе использовалась следующая экстраполяция:

$$q_L = q_i + \psi(\Delta q_{i-1/2}, \Delta q_{i+3/2}), \quad (21)$$

$$q_R = q_{i+1} - \psi(\Delta q_{i-1/2}, \Delta q_{i+3/2}), \quad (22)$$

где  $\psi$  – ограничитель потоков, являющийся функцией разностей параметров в соседних точках, предложенный Jameson [1]:

$$\begin{aligned} \psi &= \frac{(\Delta q_{i-1/2} + \Delta q_{i+3/2})}{4} \left[ 1 - \left( \frac{\Delta q_{i-1/2} - \Delta q_{i+3/2}}{|\Delta q_{i-1/2}| + |\Delta q_{i+3/2}| + \varepsilon} \right)^2 \right], \\ \varepsilon &= 10^{-3}. \end{aligned} \quad (23)$$

В формуле для  $\hat{E}_{i+1/2}$   $\tilde{A}$  – матрица Якоби конвективных потоков, вычисленных по параметрам, осредненным по Roe. Матрицы Якоби  $\hat{A}$  и  $\hat{B}$  имеют вещественные собственные числа и могут быть представлены как:

$$\hat{A} = \hat{T}_\xi \hat{\Lambda}_\xi \hat{T}_\xi^{-1}, \quad \hat{B} = \hat{T}_\eta \hat{\Lambda}_\eta \hat{T}_\eta^{-1}, \quad (24)$$

где  $\hat{T}_\xi$ ,  $\hat{T}_\eta$ ,  $\hat{T}_\xi^{-1}$ ,  $\hat{T}_\eta^{-1}$  – матрицы левых и правых собственных векторов соответственно;  $\hat{\Lambda}_\xi$ ,  $\hat{\Lambda}_\eta$  – диагональные матрицы, составленные из собственных чисел матриц  $\hat{A}$  и  $\hat{B}$ .

Для вычисления матриц  $\hat{A}$  и  $\hat{B}$  на гранях контрольных объемов согласно Roe производится осреднение переменных по следующим соотношениям [1]:

$$\begin{aligned} \tilde{\rho} &= \sqrt{\rho_L \rho_R}; \quad \tilde{u} = \frac{u_L \sqrt{\rho_L} + u_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}}; \\ \tilde{v} &= \frac{v_L \sqrt{\rho_L} + v_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}}; \end{aligned} \quad (25)$$

$$\tilde{h} = \frac{h_L \sqrt{\rho_L} + h_R \sqrt{\rho_R}}{\sqrt{\rho_L} + \sqrt{\rho_R}};$$

$$\tilde{a}^2 = (\gamma - 1) \left[ \tilde{h} - (\tilde{u}^2 + \tilde{v}^2) / 2 \right] \quad (26)$$

Здесь  $h = \frac{a^2}{\gamma - 1} + \frac{u^2 + v^2}{2}$  – энтальпия.

Вязкие слагаемые в уравнениях (1), аппроксимировались по трехточечному шаблону со вторым порядком точности.

При построении неявного алгоритма дискретный аналог исходных уравнений Навье – Стокса записывается относительно искомого приращения переменных  $\Delta\hat{q}^n$  на новом временном слое  $n+1$ :

$$\Delta\hat{q}^n + \frac{2}{3}\Delta t \hat{R}^{n+1} = \frac{1}{3}\Delta\hat{q}^{n-1}. \quad (27)$$

Вектор невязки  $\hat{R}^{n+1}$  линеаризуется относительно временного слоя  $n$  с помощью рядов Тейлора со вторым порядком точности  $O(\Delta\hat{q}^n)^2$ :

$$\hat{R}^{n+1} = \hat{R}^n + \left(\frac{\partial\hat{R}}{\partial\hat{q}}\right)^n \Delta\hat{q}^n \quad (28)$$

После подстановки соотношений в левой части уравнений появляется неявный оператор:

$$\left(I + \frac{2}{3}\Delta t \frac{\partial\hat{R}}{\partial\hat{q}}\right)^n \Delta\hat{q}^n = \frac{1}{3}\Delta\hat{q}^{n-1} - \frac{2}{3}\Delta t \hat{R}^n, \quad (29)$$

где  $I$  – единичная матрица. Блочноматричная система алгебраических уравнений решалась итерационным алгоритмом Гаусса – Зейделя.

**Результаты расчетов.** С помощью разработанного программно-методического обеспечения с использованием модели турбулентности Спаларта – Алмараса были проведены исследования влияния числа Маха набегающего потока при постоянном значении числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики профиля крыла. Результаты проведенных исследований представлены на примере обтекания профиля крыла *NACA 0012* в условиях, соответствующих числам  $Re = 2,32 \times 10^6$  и  $M = 0,1; 0,184; 0,3; 0,4$ . На рис. 1 приведены зависимости коэффициентов подъемной силы  $C_{ya}$  и лобового сопротивления  $C_{xa}$  от угла атаки. Также проведено сравнение с результатами экспериментальных исследований [5]: наблюдается хорошее согласование результатов для подъемной силы для углов атаки до момента срыва потока с крыла для чисел Маха до 0,3 и несколько завышенные значения

коэффициента лобового сопротивления во всем диапазоне исследуемых параметров. При этом расчетные и экспериментальные значения коэффициента подъемной силы для чисел Маха 0,1 и 0,2 практически идентичны (рис. 1 а), однако расчеты дают более поздний срыв потока с крыла на величину  $\sim 2^\circ$ , что, очевидно, связано с особенностями модели турбулентности Спаларта – Алмараса и предположением о турбулентности пограничного слоя по всей длине профиля. С увеличением числа Маха до 0,3 экспериментальное значение коэффициента подъемной силы уменьшается до значения 1,38 и угла срыва потока до  $14^\circ$ , при этом наблюдается практически полное согласование расчетных и экспериментальных данных до момента срыва потока с крыла и ожидаемое расхождение после (рис. 1 б). При увеличении числа Маха до 0,4 эффект сжимаемости потока начинает проявляться в большей степени, согласно экспериментам, срыв потока происходит при угле атаки  $12^\circ$  и максимальное значение коэффициента лобового сопротивления достигает лишь 1,2, однако расчеты дают еще более ранний срыв потока на  $\sim 2^\circ$  и  $C_{ya\ max} = 1,1$ .

**Выводы.** Разработана методика и программно-методическое обеспечение для описания процессов обтекания профиля крыла вязким сжимаемым потоком на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с применением модели турбулентности Спаларта – Алмараса. Изучено влияние числа Маха, при постоянном значении числа Рейнольдса, на аэродинамические характеристики профиля на дозвуковых режимах обтекания. Показано, что сжимаемость воздушного потока начинает оказывать существенное влияние на аэродинамические характеристики профиля при числах Маха более 0,2 и приводит к значительному уменьшению максимального значения коэффициента подъемной силы и угла срыва потока с крыла (например, при  $M = 0,4$   $C_{ya\ max}$  уменьшается на  $\sim 25\%$ , а угол срыва потока с крыла – на  $\sim 30\%$ ). Разработанная расчетная методика дает несколько

завышенные, по отношению к экспериментальным данным, результаты по подъемной силе для  $M < 0,2$ , хорошо согласующиеся – для  $M = 0,3$  и заниженные – для  $M > 0,4$ .

Полученные результаты в дальнейшем могут найти применение при

разработке методик моделирования процессов обледенения летательных аппаратов в неблагоприятных метеоусловиях.

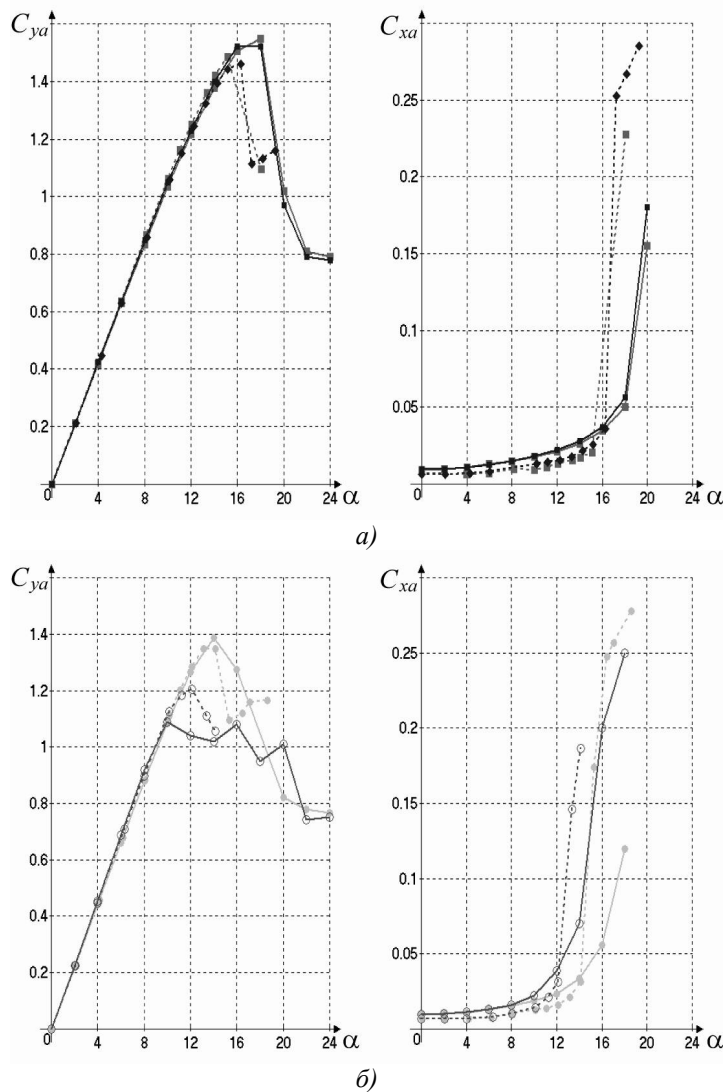


Рис.1. Зависимость аэродинамических характеристик профиля *NACA0012* от угла атаки для различных чисел Маха

результаты расчетов:  $\blacklozenge$ ,  $\blacksquare$ ,  $\bullet$ ,  $\circ$  –  $Re = 2,32 \times 10^6$  и  $M = 0,1; 0,184; 0,3; 0,4$  соответственно;  
 экспериментальные данные:  $\cdots\blacklozenge\cdots$  –  $Re = 3,9 \times 10^6, M = 0,1$ ;  $\cdots\blacksquare\cdots$  –  $Re = 3,9 \times 10^6, M = 0,2$ ;  
 $\cdots\bullet\cdots$  –  $Re = 3,9 \times 10^6, M = 0,3$ ;  $\cdots\circ\cdots$  –  $Re = 3,9 \times 10^6, M = 0,4$  [5]

### Библиографические ссылки

1. Приходько А.А. Компьютерные технологии в аэродинамике и тепломассообмене. Киев : Наукова думка, 2003. 379 с.

2. Седов Л.И. Механика сплошной среды. Москва : Наука, 1983. Т. 1. 528 с.; Т. 2. 560 с.

3. Fortin G., Plinca A., Brandi V. A new roughness computation method and

geometric accretion model for airfoil icing. *J. Aircraft*. 2004. Vol. 41, No. 1. P. 119–127.

4. Guffond D., Hedde T., Henry R. Overview of Icing Research at ONERA, Advisory Group for Aerospace Research and Development. *Fluid Dynamics Panel (AGARD/FDP) Joint International Conference on Aircraft Flight Safety – Actual Problems of Aircraft Development*. Zhukovsky, Russia, 1993. 7 p.

5. Ladson C.L. Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section. NASA TM-4071, October 1988.

6. Spalart P.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow. *AIAA Paper*. No. 92. 0439. 1992. 22 p.

7. Wright W.B. Users Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6, National Aeronautical and Space Administration (NASA), Contractor Report. May, 1995. 95 p.

*Надійшла до редколегії 11.06.2018 р.*

УДК 536.24: 536.423.1

## **КРИЗИС ТЕПЛОТДАЧИ В ЖИДКОМЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИСПАРИТЕЛЯХ С СОСТАВНОЙ КАПИЛЛЯРНО-ПОРИСТОЙ СТРУКТУРОЙ В ВЫХОДНОМ СЕЧЕНИИ**

С. А. Белогуров

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, г. Днепр,  
49010, Украина, e-mail: steams@ukr.net*

Наведено результати експериментального дослідження умов погіршення тепловіддачі при кипінні калію в прямо трубному випарнику зі складовою капілярно-пористою структурою у вихідному перерізі. Встановлено область масових швидкостей, в якій граничний паровміст з погіршенням тепловіддачі у складовій капілярно-пористій структурі виявився вище, ніж у гладкотрубних і у випарниках з простою капілярною структурою.

**Ключові слова:** парогенератор, випарник, лужні метали, рідкі метали, капілярно-пориста структура, криза тепловіддачі.

Results of experimental research represent conditions of heat transfer deterioration for boiling potassium in a straight-through evaporator with a composite capillary-porous structure in the output section. A region of mass velocities is identified, where boundary vapor content, with heat transfer deterioration in the composite capillary-porous structure, is higher than in smooth-tube evaporators and evaporators with a simple capillary structure.

**Keywords:** Steam Generator, evaporator, alkali metals, liquidmetals, capillary-porousstructure, heat transfer crisis.

Приведены результаты экспериментального исследования условий ухудшения теплоотдачи при кипении калия в прямо трубном испарителе с составной капиллярно-пористой структурой в выходном сечении. Установлена область массовых скоростей, в которой граничные паросодержания с ухудшением теплоотдачи в составной капиллярно-пористой структуре оказались выше, чем в гладкотрубных и в испарителях с простой капиллярной структурой.

**Ключевые слова:** парогенератор, испаритель, щелочные металлы, жидкие металлы, капиллярно-пористая структура, кризис теплоотдачи.

Повышение эффективности энергетических установок космического и наземного базирования связано с использованием рабочих тел, имеющих высокие критические параметры, такие как давление ( $P_{кр}$ ) и температура ( $T_{кр}$ ). К таким телам следует отнести жидкие и щелочные металлы, в частности калий.

На протяжении более 30 лет эти проблемы решались в лаборатории «Тепловых установок» Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара Ю.Д. Морозовым, В.Ф. Присняковым, А.Н. Приваловым, С.В. Ткаченко, А.А. Хоменей.

Результаты этих исследований были представлены в многочисленных работах, опубликованных в нашей стране и за рубежом.

В работах [6; 7] было представлено описание экспериментального стенда для исследования кризиса теплоотдачи в жидкометаллических испарителях, а также изложена методика экспериментов и дано описание исследуемых образцов.

Для получения сухого насыщенного пара, необходимого для нормальной работы турбины энергоустановки, были предприняты некоторые конструктивные

решения, в частности, создание прямоточного калиевого парогенератора [7; 1].

Ранее было установлено, что покрытие капиллярно-пористой структурой (КПС) всей внутренней поверхности парогенератора ведет к кризису в сечении закипания испарителя, что не дает возможности использования его в широком интервале изменения массовых скоростей и удельных тепловых потоков при граничном паросодержании, близком к единице.

В последующих экспериментальных образцах КПС наносилась в выходном сечении для повышения степени сухости пара и устранения «ручейкового» высыхания пленки [6]. Для определения длины КПС рассматривалась физическая модель гидродинамического процесса, соответствующего предкризисной ситуации в парогенераторе с капиллярно-пористой структурой, нанесенной на внутреннюю поверхность в выходном сечении. Поскольку в выходной части парогенератора реализуется дисперсно-кольцевой режим течения [5], то часть жидкости в виде пленки течет по поверхности КПС, а часть внутри КПС до некоторого сечения  $X_0$ , как показано на рис. 1.

При сравнении полученных значений  $X_{ух}$  для различных массовых скоростей ( $\rho w$ ), представленных на рис. 2, видно, что в парогенераторе с КПС отсутствует кризис орошения, который наблюдался в гладкой трубе и описывался участком СМ, это явление, по мнению авторов, объясняется в [7]. При достижении пленкой критической толщины  $\delta_{кр}$  на участке  $l_{кр2}$  (рис. 1) происходит срыв капель с ее поверхности и унос их в ядро потока. При некотором значении теплового потока поверхность капиллярно-пористой структуры на выходе из парогенератора осушается на некоторой длине и капли, достигая ее поверхности, не смачивают КПС в силу эффекта «запаривания» [4].

Таким образом, выходная часть парогенератора, с КПС на внутренней поверхности, разбивается на два участка.

Первый участок, равный длине  $l_{кр1}$ , для которого реализуется модель испарения

жидкости, аналогичная для гладкой трубы, т.е. испарение происходит с пленки.

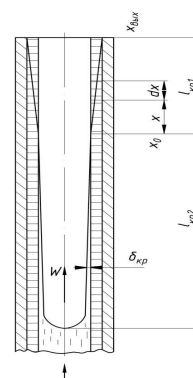


Рис. 1. Схема распределения жидкого калия в испарителе

Второй участок, равный  $l_{кр1}$ , характеризуется испарением жидкого металла с внутреннего объема капиллярной структуры.

Суммарная длина КПС обеих участков, установленная в выходном сечении парогенератора, обеспечит эффективную его работу. Математическая модель определения эффективной длины КПС дана в [2].

Для исследуемых экспериментальных образцов рассчитанная длина КПС составляла порядка 600 мм.

На последующих трех экспериментальных образцах КПС наносилась на половине длины испарителя, примыкающей к выходному сечению. Сечение закипания находилось на гладкой части парогенератора и кризис теплообмена в его окрестности не возникал.

Значение  $X_{ух}$  для различных  $\rho w$  приведены на рис. 2 в сравнении с данными, полученными на гладкой трубе. Анализ полученных результатов был дан ранее в [7].

Наличие КПС на выходе парогенерирующего канала позволяет реализовать бескризисную работу прямоточного калиевого испарителя в диапазоне паросодержаний  $0 < X < 1$  и в области массовых скоростей  $\rho w = (0-150 \text{ кг/м}^2\text{с})$ . Причем паросодержание ( $X_{ух}$ ), близкое к единице, наблюдалось при массовых скоростях только в пределах до  $70-80 \text{ кг/м}^2\text{с}$ .



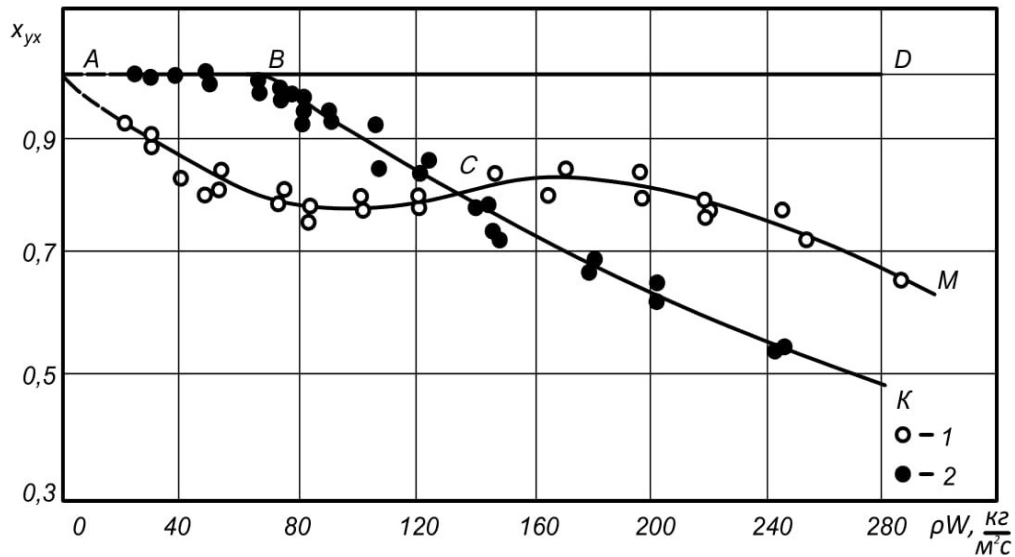


Рис. 2. Влияние массовой скорости на ухудшение теплоотдачи в каналах с  $d=8$  мм стенкой,  $p=1,2-1,5$  бар,  $X_{вх}=(0,13-0,25)$ ,  $q=(0,06-0,74)$  МВт/м  $l/d=170$ ; 1 – с гладкой  $^2$ ; 2 – с капиллярно-пористым покрытием стенки,  $\delta_{ст}=0,3$  мм;  $\Pi=80$  %,  $p=1,2-1,4$  бар,  $X_{вх}=(0,12-0,21)$ ,  $q=(0,07-0,42)$  МВт/м $^2$

Эти пределы ограничений могут быть расширены путем изменения гидродинамических характеристик и геометрических параметров КПС, что может привести к кризису 1-го рода (вскипанию жидкого металла вследствие перегрева его внутри КПС).

Наиболее перспективным направлением дальнейшего совершенствования эффективности прямотрубных жидкометаллических парогенераторов является использование составной капиллярно-пористой структуры на выходе из испарителя.

Очевидно, что основным ограничивающим фактором теплообмена являлась КПС, установленная на выходе из парогенератора, в силу малой ее толщины (0,3мм), а также из-за возможного перегрева теплоносителя и, как следствие, его вскипания, так и низкого коэффициента проницаемости ( $k=30 \cdot 10^{-11} \text{ м}^2$ ). Для этого были проведены экспериментальные исследования на составных капиллярно-пористых структурах, выполненных в виде тепловых труб.

Экспериментальные образцы представляют собой цилиндры из нержавеющей стали 12X18H10T наружного диаметра 20 мм и длиной 700 мм. На внутренней поверхности цилиндра были выполнены продольные канавки глубиной

0,7 мм, шириной 0,7 мм и шагом 1,4 мм. Поверх канавок 1-го экспериментального образца укладывались два слоя сетки № 685 саржевого плетения толщиной 0,2 мм каждый. Объемная пористость сетки составляла порядка 38–40 %. Сетка выполнялась из нержавеющей стали 12X18H10T.

У второго образца поверх канавок на внутреннюю поверхность стенки цилиндра укладывался экран, выполненный из спеченного порошкового материала из стали 12X18H10T по технологии института проблем материаловедения АН УССР (КИПМ). Толщина экрана составляла 0,195 мм. Объемная пористость спеченного материала была порядка 40–42 %. Экраны, изготовленные из сетки и порошка, выполнялись в виде труб, которые по плотной посадке входили внутрь экспериментальных образцов. Шов экранов проваривался в три ряда точечной сваркой с шагом 0,5–1 мм, расположенными шахматным порядком.

Третий образец выполнялся из стали 12X18H10T в виде цилиндра с наружным диаметром 17 мм и длиной 700 мм. На внутренней поверхности были выполнены канавки глубиной 0,4 мм, шириной 1,64 мм и шагом 2,14 мм. Вовнутрь корпуса трубы по плотной скользящей посадке вставлялся

пористый экран, выполненный из металловолокна, изготовленного из стали 12Х18Н10Т по технологии КИПМ, шов которого проваривался роликовой сваркой. Толщина экрана составляла 0,6 мм, а объемная пористость – 40 %.

Все три образца заправлялись химически чистым калием из условий полной заправки КПС и канавок с 10 % перезаправкой при минимальной рабочей температуре и герметизировались. Перед установкой на стенд образцы выдерживались в муфельной печи при температуре 600–700 °С в течение 20 часов до полного смачивания калием КПС. Предварительно экспериментальные образцы вакуумировались до  $10^{-6}$  мм рт.ст.

На расстоянии 110 мм, от одного из краев, на экспериментальных участках располагался коаксиально теплообменник с тангенциальным входом и выходом греющего натрия. Тепловой поток определялся калориметрическим методом путем измерения температуры входа и выхода натрия, а также его расхода. В зоне подвода тепла устанавливался охранный нагреватель, который компенсировал тепловые потери в окружающую среду.

Зона конденсации калия охлаждалась потоком воздуха от центробежного вентилятора.

Эксперименты проводились сериями. Первоначально устанавливалась заданная температура натрия на входе в теплообменник для обогрева экспериментального образца. Расходом охлаждающего воздуха устанавливалось и поддерживалось на протяжении всей серии постоянным давление насыщения  $P_s=f(T_s)$ , которое определялось термодатчиком, установленной внутри экспериментального образца посередине испарителя в трубке

диаметром 2 мм с толщиной стенки 0,15 мм. Затем температура натрия на входе в теплообменник плавно, небольшими ступеньками  $5\div 10$  °С повышалась.

Информационно-измерительная система регистрировала в это время температуру входа и выхода натрия в теплообменнике, температуру насыщения калия в экспериментальном образце, сигнал электромагнитного расходомера натрия и три температуры в зоне конденсации калия.

Температура натрия на входе в теплообменник повышалась вплоть до возникновения кризиса теплоотдачи при испарении калия из капиллярно-пористой структуры испарителя.

Этот момент определялся по началу уменьшения разности температур натрия на входе и выходе из теплообменника обогрева по сравнению с предшествующей ступенькой, свидетельствующему об ухудшении теплоотдачи, а также по падению, при неизменном расходе воздуха, температуры насыщения в зоне испарения, означающему о снижении в нее пароприхода.

После этого основной нагреватель натрия выключался. Установка охлаждалась, а затем снова приводилась в разогретое состояние.

Далее менялся один из исследуемых параметров – давление насыщения или угол наклона экспериментального образца к горизонтальной плоскости, и эксперименты повторялись.

Полученные результаты представлены на рис. 3 в сопоставлении с данными [8].

Поскольку исследования кризиса теплоотдачи в экспериментах проводились для различных давлений ( $P_s=0,02\div 0,37$  бар), определялось влияние  $P_s$  на  $q_{кр}$ .

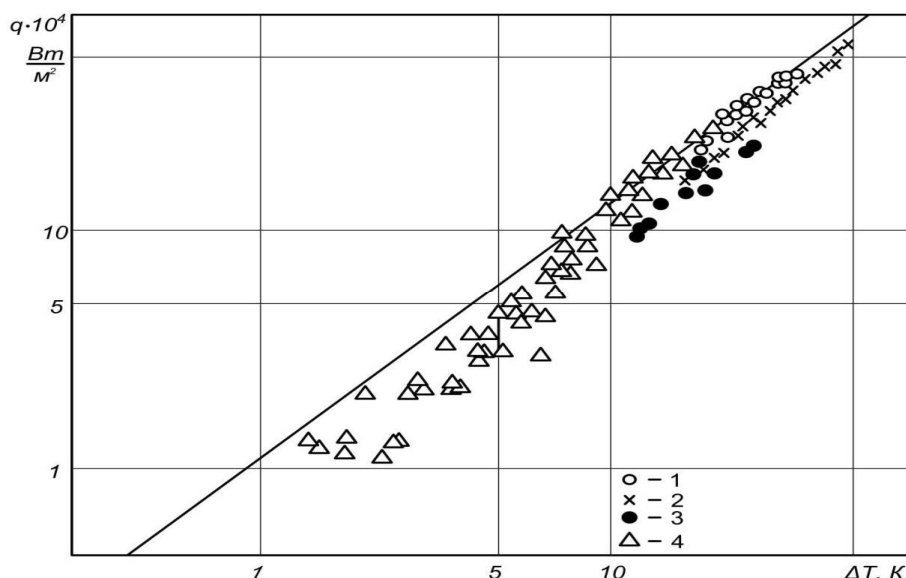


Рис. 3. Зависимость удельного теплового потока от перепада температур при испарении жидкого калия из КПС: 1 – металловолок; 2 – сетка; 3 – металлопорошок; 4 – данные работы [8]

Математическая обработка результатов в логарифмических координатах дала следующие зависимости:

$$q_{кр} = 0,171 \cdot 10^6 P_s^{0,1} \text{ – для сетки}$$

$$q_{кр} = 0,15 \cdot 10^6 P_s^{0,1} \text{ – для войлока}$$

$$q_{кр} = 0,095 \cdot 10^6 P_s^{0,1} \text{ – для порошка}$$

С учетом давления насыщения  $P_s = 1,2 \div 1,5$  бар, которые были характерны при исследовании прямотрубных испарителей и применении составной капиллярно-пористой структуры, на выходе из прямотрубного парогенератора массовая скорость достигла бы  $240 \div 280$  кг/(м<sup>2</sup>с) и степени сухости пара, близкой к единице (рис. 2, линия BD).

Таким образом, подбирая геометрию составной КПС, можно добиться максимального коэффициента фильтрации, максимального капиллярного давления ( $P_k$ ) и коэффициента испарения ( $f$ ) [3] на искривлённой поверхности.

#### Библиографические ссылки

1. Андреев П.А., Боришанский В.М., Федорович Е.Д. и др. Тепло- и массоперенос при физико-химических превращениях. Минск: ИТМО. 1972. Т. 2. С. 352.

2. Белогуров С.А. Определение эффективной длины капиллярно-пористой структуры в жидкометаллических испарителях. *Проблемы высокотемпературной техники*: сб. научных трудов. Днепропетровск. ДДУ. 1999. С.11–15.

3. Белогуров С.А. Физическая модель испарения жидкого металла из капиллярно-пористой структуры. *Проблемы высокотемпературной техники. ДНУ*: сб. научных трудов. 2001.

4. Гонтарев Ю.К., Луценко В.И., Наврузов Ю.В., Сидушкин В.М. Экспериментальное исследование натриевой тепловой трубы. *ТВТ*. 1983. Т. 21. № 4. С. 812–815.

5. Зейгарник Ю.А., Литвинов В.Д. Кипение щелочных металлов в каналах. Москва: Наука, 1983. С.126.

6. Морозов Ю.Д., Присняков В.Ф., Привалов А.Н., Гонтарев Ю.К., Белогуров С.А. Исследование условий ухудшения теплоотдачи при вынужденном течении парокалиевого потока в прямой вертикальной трубе. *ТВТ*. 1987. Т. 25. № 3. С. 528–536.

7. Морозов Ю.Д., Привалов А.Н., Присняков В.Ф., Гонтарев Ю.К., Белогуров С.А. Исследование условий ухудшения теплоотдачи при кипении калия в вертикальных каналах с капиллярно-пористой структурой на внутренней поверхности. *ТВТ*. 1989. Т. 27. № 4. С. 730–736.

8. Devis W.R., Ferral I.K. Evaporative heat transfer of potassium in porous media. *AIAA-ASME Thermophysical and Heat Transfer Conf. Boston. Massachusetts*. 1974.

Надійшла до редколегії 29.06.2018 р.

## ПОРОЖДАЮЩЕЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ – ИННОВАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ЦИФРОВОГО ПРОТОТИПА ИЗДЕЛИЯ

Л.Н. Дейнеко, Н.Ф. Тертышная, А.В. Трубин

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное», ул. Криворожская, 3, г. Днепр, 49008, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com*

Розглянуто задачу мінімізації маси 3D-моделі деталі, яка входить до конструкції бака ракети-носія, з використанням технології генеративного проектування. Представлено інструменти і методологію генеративного проектування, з використанням програмного продукту Autodesk Inventor Professional. Проведено аналіз технологій виготовлення деталей, спроектованих по технології генеративного проектування.

**Ключові слова:** цифровий прототип вибору, генеративне проектування, субтрактивні технології, адитивні технології, CAD, CAE, ракета-носії, кронштейн, генератор форм, 3D-принтер, 3D-друк.

The problem of 3D-model weight optimization, which is used in a carrier rocket tank design, with use of technology of the generating design is considered. Tools and methodology of the generating design, with use of the Autodesk Inventor Professional software product are presented. The analysis of manufacturing techniques of the optimized details with technology of the generating design is carried out.

**Keywords:** digital prototype product, generate design, subtractive technology, additive technology, CAD, CAE, carrier rocket, corbel, shape generator, 3D-printer, 3D-printing.

Рассмотрена задача минимизации массы 3D-модели детали, которая используется в конструкции бака ракеты-носителя, с применением технологии порождающего проектирования. Представлены инструменты и методология порождающего проектирования, с использованием программного продукта Autodesk Inventor Professional. Проведен анализ технологий изготовления оптимизированных деталей по технологии порождающего проектирования.

**Ключевые слова:** цифровой прототип изделия, порождающее проектирование, субтрактивные технологии, аддитивные технологии, CAD, CAE, ракета-носитель, кронштейн, генератор форм, 3D-принтер, 3D-печать.

**Введение.** Требования, которые постоянно возрастают к массово-энергетическим характеристикам, вызывают необходимость поиска новых, нетрадиционных решений, чтобы обеспечить минимальную массу конструкции изделия [1].

При разработке изделий актуальными вопросами всегда являются улучшение способов проектирования и конструирования деталей, а также их оптимизация, с целью создания оптимальных конструкций с наилучшим соотношением веса, прочности и стоимости. Для РН важным параметром является вес. В связи с этим очень остро стоит вопрос оптимального проектирования, одним из вариантов которого является технология порождающего проектирования. Порождающее проектирование – общее понятие, которое описывает новые возможности систем автоматизированного проектирования. Преимуществом данной

© Дейнеко Л.Н., Тертышная Н.Ф., Трубин А.В. 2018

технологии является интеграция CAD/CAE программ, объединение знаний из разных областей, уменьшение материала без потери прочностных свойств, оптимизация стоимости за счет сокращения количества материала и пр.

Технология порождающего проектирования интегрирована в большинство современных программных продуктов: Autodesk Inventor Professional, Autodesk Within, ANSYS Topology Optimization и др.

**Цель и задача.** Целью данной работы является оптимизация массы 3D-модели детали, которая используется в конструкции бака РН, с применением технологии порождающего проектирования. Задачей является провести оптимизация детали для снижения веса. Изменение традиционной технологии изготовления изделий с помощью аддитивного производства для изготовления оптимизированных моделей по технологии порождающего проектирования.

Оптимизация выполнялась на примере кронштейна. Кронштейн является компонентом крепежного узла

конструкции бака РН, предназначенного для крепления тоннельного трубопровода.

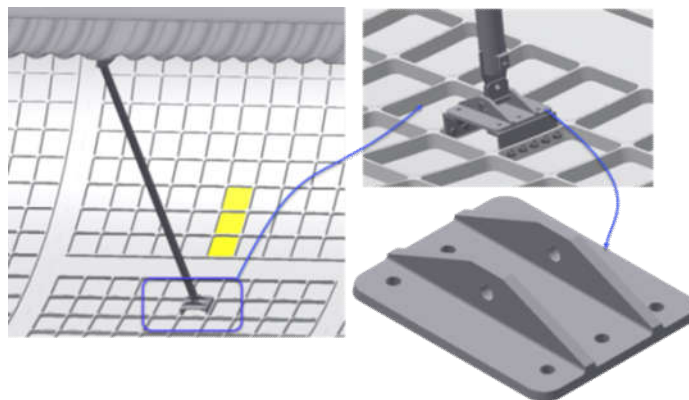


Рис. 1. 3D-модель детали кронштейна

**Способ решения.** Для решения задачи оптимизации кронштейна с помощью технологии порождающего проектирования был выбран специализированный модуль, программного продукта Autodesk Inventor Professional, генератор форм — инструмент, позволяющий разрабатывать облегченные детали при обеспечении максимальной жесткости детали с учетом заданных зависимостей [2]. Для решения

задачи оптимизации используется 3D-модель кронштейна и расчет с использованием метода конечно-элементного анализа.

**Результаты.** В результате исследования вес алюминиевого кронштейна был оптимизирован на 30 % от начального веса (0,227 кг). Вес оптимизированной детали составил 0,159 кг.

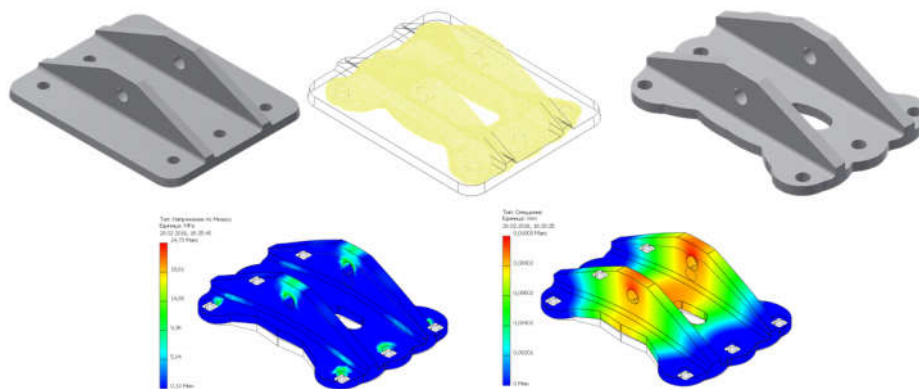


Рис. 2. Этапы оптимизации кронштейна

Без учета изменения технологии производства данная оптимизация может считаться успешной. Результатом применения технологии порождающего проектирования являются модели с более сложной конфигурацией, что может привести к усложнению техпроцесса изготовления данной детали. Альтернативой является применение аддитивных технологий, которые позволяют изготавливать гораздо более

сложную геометрию изделий. При этом трехмерная печать может работать с широким выбором порошкообразных материалов, состоящих из нескольких компонентов, предназначенных только для процессов аддитивного производства.

Для демонстрации полученной формы был изготовлен макет оптимизированной детали с помощью 3D-принтера. Для печати был использован материал ABS.

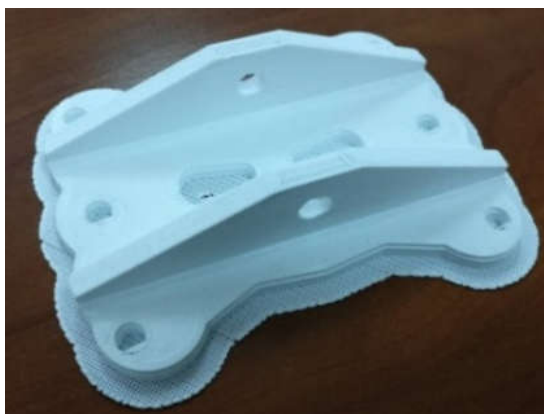


Рис. 3. Макет кронштейна, напечатанный из материала ABS

**Способ изготовления.** Изменение технологии изготовления с помощью 3D-печати на промышленных 3D-принтерах (металл), требует помимо применения технологии порождающего проектирования, внести изменения в процесс проектирования 3D-моделей, с учетом расширения базы материалов, используемых при аддитивных технологиях.

В базу материалов предприятия был добавлен материал Inconel625. Это многокомпонентный порошкообразный материал, который используется на предприятии в случае использования технологий аддитивного производства. По

данным каталогов производителей материалов, в Autodesk Inventor Professional создан новый материал по физическим свойствам данного материала. Отличительной особенностью данного материала является высокая плотность, повышенная прочность, что позволяет значительно изменить конфигурацию оптимизируемой детали.

В исходной модели кронштейна материал алюминий заменен на Inconel625. С учетом плотности материала, вес 3D-модели изменился и составил 0,712 кг. Для данной модели выполнен повторный анализ с учетом изменения материала.

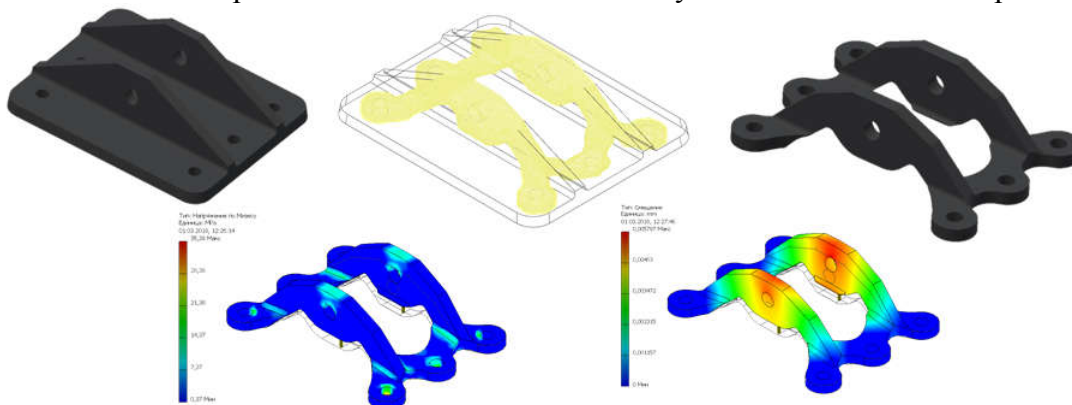


Рис. 4. Повторная оптимизация кронштейна при изменении материала

В результате повторной оптимизации деталь была оптимизирована на 70 % от начального веса. Вес детали из материала Inconel625 составил 0,230 кг.

Технологическая подготовка производства при печати на 3D-принтере имеет свои особенности. 3D-модель является одной из составляющих данного процесса. Для создания готового изделия необходимо выполнить проверку модели. Подготовка 3D-модели включает

определение и создание поддерживающих поверхностей для тех моделей, которые содержат отверстия и нависающие элементы, и мест крепления деталей на плите 3D-принтера. Также необходимо специализированное программное обеспечение для создания оптимальной траектории печати, позволяющей снизить остаточные напряжения, возникающие в процессе печати. В результате 3D-печати мы получаем заготовку, которая

подвергается доработке с помощью субтрактивных технологий.



Демонстрация напечатанной заготовки детали кронштейна приведена ниже.

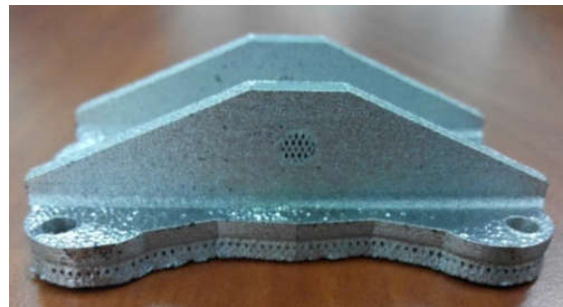


Рис. 5. Заготовка кронштейна, напечатанная из материала Inconel625

Суппорта сохранены для демонстрации технологии печати на 3D-принтере. В дальнейшем заготовка подвергается доработке для удаления поддерживающих суппортов в местах крепления детали на плите 3D-принтера – основание детали. По технологии печати, в вертикальных отверстиях также создаются суппорта. Для их удаления используются металлообрабатывающие технологии.

**Выводы.** Технология порождающего проектирования может быть применена к деталям основной конструкции, компонентам узлов и систем изделия, крепежным элементам и др. Высокая стоимость изготовления деталей с помощью 3D-принтера связана с новизной использования технологий аддитивного производства. Данная технология интенсивно развивается и вполне ожидаемой является тенденция к снижению стоимости материалов.

В настоящее время аддитивное производство применяется для изготовления сложных деталей, которые не могут быть изготовлены с помощью субтрактивных технологий. Использование аддитивных технологий позволяет создавать заготовки практически любой геометрии и это преимущество в комбинации с порождающим проектированием позволяет достигнуть снижения веса, что является значимым параметром для ракетостроительной отрасли. Серийное производство с использованием 3D-принтеров может стать достойной альтернативой станкам с ЧПУ,

когда материалы станут более доступными по цене.

Несмотря на дорогостоящее изготовление изделий с помощью аддитивных технологий, применение технологии порождающего проектирования и процессов аддитивного производства становится перспективным направлением в промышленных компаниях всего мира. Освоение технологии порождающего проектирования требует высокой квалификации специалистов. Необходимо проводить обучение технологии порождающего проектирования и процессов аддитивного производства.

#### **Библиографические ссылки**

1. Блізниченко В.В., Джур Є.О., Краснікова Р.Д., Кучма Л.Д., Линник А.К., Макарова А.С., Майданюк Д.М., Шевцов В.Ю. Проектування і конструкція ракетносіів: підручник; за ред. акад. С.М. Конюхова. Дніпро : Вид-во ДНУ, 2007. 504 с.
2. Дейнеко Л.Н., Тертышная Н.Ф., Трубин А.В. Порождающее проектирование – инновационный подход к проектированию цифрового прототипа изделия. *Материалы XX Международной молодежной научно-практической конференции «Человек и Космос»* (11 апр. – 13 апр. 2018 г.). Днепр : Национальный центр аэрокосмического образования молодежи им. Макарова [и др.], 2018.
3. Электронная справка в Autodesk Inventor Professional.

*Надійшла до редколегії 29.06.2018 р.*

## РЕСУРСОЗБЕРЕЖЕННЯ ЯК НАПРЯМОК ДІЯЛЬНОСТІ КАФЕДРИ БЕЗПЕКИ ЖИТТЄДІЯЛЬНОСТІ

О. В. Долженкова, О. В. Золотько

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, м. Дніпро,  
49010, Україна, e-mail: dolena2017@gmail.com*

Проаналізовано напрямки діяльності та отримано результати НДЛМТТ з проблеми ресурсозбереження. Наукові розробки лабораторії отримали впровадження у виробництво матеріалів для ракетно-космічної техніки та інших галузей промисловості.

**Ключові слова:** стружка титанових сплавів, технологічні добавки, розкислення, модифікування, підвищення властивостей сталей, промислове впровадження.

The directions of activity and the results of NDMMT on the resource saving problem are analyzed. Scientific developments of the laboratory were introduced into the production of materials for rocket and space technology and other industries

**Keywords:** shaving of titanium alloys, technological additives, deoxidation, modification, increase of properties of steels, industrial introduction.

Проанализированы направления деятельности и получены результаты НДЛМТТ по проблеме ресурсосбережения. Научные разработки лаборатории получили внедрение в производство материалов для ракетно-космической техники и других отраслей промышленности.

**Ключевые слова:** стружка титановых сплавов, технологические добавки, раскисление, модифицирование, повышение свойств сталей, промышленное внедрение.

**Вступ.** Питання прикладного ресурсозберігального матеріалознавства вирішувала зі співробітниками Шаповалова Оксана Михайлівна – доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України, член виконавчого комітету Всесвітньої та Української асоціації металургів, лауреат премії академіка К.Ф. Стародубова, володар звання «Творець України», яка заснувала лабораторію нових матеріалів та безвідходних технологій (НДЛМТТ), що входила до складу кафедри з 1989 року.

**Метою дослідження** є аналіз діяльності лабораторії НДЛМТТ з ресурсозбереження. Безперечна заслуга О.М. Шаповалової полягає у створенні наукової школи фізичного матеріалознавства, у якій було підготовлено та захищено 40 дисертаційних робіт, у тому числі 2 докторських. Вихованцями цієї широко відомої школи є доценти кафедри безпеки життєдіяльності О.В. Долженкова, О.В. Золотько та старший викладач І.В. Ходурська.

**Матеріали та методи досліджень.** Науковим кредо Оксани Михайлівни було рухатися від теорії та експерименту до

готової продукції. Коло її наукових інтересів включало різні напрямки ресурсозбереження [1]:

- переробка стружки кольорових металів у багатокомпонентні та багатофункціональні технологічні добавки марок ДТ за енергозберігаючими технологіями;

- розробка оптимальних технологічних процесів термічної, термоциклічної та термомеханічної обробки промислових великогабаритних виробів з титанових сплавів з метою зменшення браку;

- розробка корозійностійких титанових сплавів з використанням власних відходів;

- створення композиційних та пористих матеріалів на основі гранул титанових порошків та стружки кольорових металів;

- використання геттерів для захисту металів від газонасичення;

- модернізація окремих етапів титанового виробництва – розробка витратного електрода з використанням титанової стружки замість дефіцитних лігатур.



**Результати та обговорення.** У різні періоди діяльність лабораторії відповідала пріоритетним напрямкам розвитку науки і техніки України:

- у 1989 р. започатковано вирішення проблеми підвищення якості матеріалів для ракетно-космічної техніки;

- у 1994–1996 рр. проведено розробку теоретичних основ створення сировинної бази важкої промисловості України;

- протягом 1997–1999 рр. розроблено та впроваджено нові методи енергозбереження у виробництві розкислювачів та лігатур заміною процесу плавки на безрозплавні та безвідходні технології;

- з 2000 р. у рамках науково-технічної програми «Нові речовини і матеріали» розпочато створення матеріалів, сировинних композитів, новітніх технологій обробки титанових сплавів і сталей на основі фазових перетворень та їх аномалій.

Особливість НДЛМТТ полягала у поєднанні співпраці свого керівника з колективом науковців-однодумців – цілеспрямованих, невтомних, відданих ділу досвідчених спеціалістів.

Проф. О.М. Шаповалова була відомим знавцем титанових сплавів, під її керівництвом організовано та проведено 2 Всесоюзні конференції з ресурсозбереження титану. Представники великих машинобудівних підприємств, звертаючи увагу на її знання та виробничий досвід, зверталися за допомогою у вирішенні питань зменшення виробничого браку дорогих титанових заготовок. Наприклад, на одному з підприємств 10 % великогабаритних поковок з титанового сплаву ВТЗ-1 не відповідало вимогам за міцністю, 37 % – за пластичністю та 37 % – за ударною в'язкістю. Під час вивчення цієї проблеми на підприємстві було визначено причину браку, розроблено оптимальні режими термомеханічної обробки та виправлено існуючий технологічний процес з повним усуненням браку. У роботі брали участь к.т.н. Н.В. Могілевська та к.т.н. О.В. Золотько

Окремим напрямком діяльності НДЛМТТ було підвищення механічних та експлуатаційних властивостей титанових сплавів шляхом розробки режимів термічної та термоциклічної обробки. Нові режими тристадійної термічної обробки високоміцних титанових сплавів дозволили підвищити їх пластичність на 20–50 %, однорідність структури, зменшити схильність до утворення тріщин та зменшити брак продукції.

Усунуто значні недоліки в ливарних багатокомпонентних титанових сплавах, такі як грубодисперсність структури, неоднорідність розподілу легуючих компонентів, а, відповідно, підвищено їх механічні властивості без термічної обробки за рахунок модифікування розплаву (церієм, ітрієм та бором).

Великий розвиток отримав науковий напрямок створення принципово нових модифікаторів та розкислювачів для позапічної обробки сталей та сплавів. Цей напрямок був розширений впровадженням таких модифікаторів під час виробництва спеціальних сталей для коліс швидкісних потягів.

Більше 40 років своєї наукової діяльності О.М. Шаповалова присвятила вирішенню проблеми переробки виробничих відходів у вигляді стружки кольорових металів у технологічні добавки марок ДТ, на які розроблено технічні умови виготовлення, а їх склад захищено авторськими свідоцтвами та патентами. Особливістю кожної з добавок було додавання певних компонентів для досягнення поставлених вимог до якості сталі. Ці добавки вирішували проблеми збереження дефіцитного феротитану, алюмінію, електроенергії, були багатофункціональними сировинними компонентами евтектоїдноподібного типу.

Промислове впровадження технологічної добавки ДТ1 проводили к.т.н. Т.І. Івченко, к.т.н. І.А. Маркова, к.т.н. О.В. Долженкова, к.т.н. С.В. Сусленкова, к.т.н. Н.М. Федоркова. Її використання під час позапічної обробки низьколегованих сталей 23Г2А забезпечило у порівнянні зі стандартними розкислювачами більш повне засвоєння

легуючих елементів, зниження вмісту шкідливих домішок, стабілізацію механічних властивостей.

Усупереч існуючому погляду про неможливість використання стружки титанових сплавів, що містять олово, при розкисненні сталей було розроблено добавку ДТ1-0 (за участю к.т.н. М.О. Богочарова), доведено принципову можливість її використання у чорній металургії для розкиснення сталей 07ЮТ, 08ЮТ, 08кп.

Додавання у склад добавки ДТ2 (з Н.І. Шевченко й С.М. Смірновим) порошків, що містять вуглець, дозволило пролонгувати процес розкиснення трубної сталі Ст20. Виявлено, що вуглець та інші складові неметалевих відходів збільшують число центрів кристалізації в мікрооб'ємах сталі за рахунок утворення дисперсних карбідів, оксидів, нітридів та інших включень, що забезпечило подрібнення зернистої структури (модифікуючий ефект) та помітне підвищення показників пластичності й ударної в'язкості.

Наступним етапом стало створення добавки ДТ3, до складу якої ввели сталеву стружку. Її опробування та дослідження можливості мікролегування сировинними матеріалами із вторинних ресурсів проводив к.т.н. С.В. Бобир на сталі 07Т. Застосування ДТ3 забезпечило високу дисперсність та однорідність структури металу за рахунок рівномірного розподілу субмікроскопічних часток карбонітридів титану, а також стабілізації вмісту домішок кремнію, сірки та фосфору.

Технологічна добавка ДТ5 (розроблена за участю к.т.н. Г.Л. Щербакова) стала перехідною від виготовлення технологічних добавок до створення композиційних матеріалів: в її склад було введено стружку магнієвих сплавів. Варіювання кількості пластичної складової дозволило наблизити щільність брикету до щільності компактного матеріалу, а, відповідно, зменшити втрати легуючих компонентів під час позапічної обробки сталі.

З метою розширення сфери використання технологічних добавок розроблено ДТ6 (к.т.н. І.А. Маркова, к.т.н.

О.В. Долженкова, к.т.н. О.П. Бабенко). Добавку застосовували під час обробки листової сталі марок 09Г2 та 09Г2С для розкислювання та сталей 18ХГТ, 25ХГТ, 30ХГТ, 13ХГН, 13ХГН2ТА – для легування. Дослідження якості оброблених сталей виявило стабілізацію вмісту легуючих елементів та механічних властивостей (особливо відносного подовження – до 40 %) та суттєве зменшення кількості неметалевих включень.

Для виготовлення добавок серії ДТ за енергозберігаючими технологіями створено 3 промислові лінії. Проведено їх впровадження на 7 металургійних комбінатах, де оброблено 5,5 млн. т сталі 36 марок з покращенням якості металу.

Коло наукових інтересів О.М. Шаповалової також включало питання створення нових композиційних матеріалів на базі титанових порошків. Розроблено метод контролю якості титанових порошків, губчатого титану та компактного металу, складено таблиці переведення мікротвердості у твердість на базі великої статистичної вибірки. Винайдено нестандартну експрес-методику визначення кількості водню в титанових сплавах.

На базі створеної теорії багатоконпонентного легування титанових сплавів розроблено та впроваджено на 32 підприємствах металургії, машинобудування, хімічної, авіаційної промисловості 9 вторинних і корозійностійких сплавів [2].

Ливарну лігатуру з корозійностійких сплавів впроваджено на Дніпровському хімічному комбінаті, де її стійкість виявилась у 100 разів вищою за стійкість серійних аналогів з легованого титану.

Дослідженнями к.т.н. Т.І. Івченко та к.т.н. О.В. Долженкової доведено, що у склад електроду, який витрачається при виробництві високоміцних титанових сплавів, можна вводити до 30 % титанової стружки, що вважали неможливим раніше [3].

**Висновки.** Вчені, дослідники, які працювали над проблемою ресурсозбереження в НДЛМТТ, і нині продовжують цей актуальний напрямок у

науково-дослідних інститутах, в навчальному процесі у вищих навчальних закладах, на машинобудівних та металургійних підприємствах.

#### **Бібліографічні посилання**

1. Шаповалова О.М. Ресурсосберегающие технологические процессы обработки цветных и черных металлов, их сплавов. Днепропетровск : ДГУ, 1991. 142 с.
2. Шаповалова О.М., Золотько Е.В., Шевченко Н.И. Изучение фазовых

превращений сплава ВТ23, выплавленного по особой технологии с использованием возвратного метала. Днепропетровск : ДГУ, 1993. 162 с.

3. Бабенко Е.П., Долженкова Е.В. Исследование причин разрушения крупногабаритного изделия из сплава ВТ23. Днепропетровск : ООО Укрметаллургинформ НТА, 2014. 4 с.

*Надійшла до редколегії 02.07.2018 р.*

УДК 621.791: 621.7.011

### **ТЕРМОДЕФОРМАЦИОННЫЕ ПРОЦЕССЫ (УСАДКА) В МЕТАЛЛЕ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ СВАРОЧНЫХ РАБОТ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ КОРПУСНЫХ ОТСЕКОВ**

О. А. Дружинина, Е. С. Болюбаш

*Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля, ул. Криворожская, 3, г. Днепр, 49008, Украина, e-mail: asacurane@gmail.com*

Розглянуто питання зварювання і деформації конструкції, викликані внутрішньою поперечною напругою, що виникає у зварних швах. Проведено розрахунок усадки металу (АМг6), приведено результати вимірів усадки після зварювання, дано рекомендації по зменшенню зварювальних деформацій, напруги і переміщень, призначенню технологічних припусків для парювання впливу термодформаційних процесів.

**Ключові слова:** зварювання, термодформаційні процеси, усадка, тонкостінний корпус.

The questions of welding and deformation are considered the constructions, caused by internal transversal tensions arising up in the weld-fabricated guy-sutures. The calculation of shrinkage of metal (AMg6) is conducted, the result of measuring over shrinkage is brought after welding, given to recommendation on reduction of welding deformations, tensions and moving, setting of technological allowances for the parry of influence of termal deformation processes.

**Keywords:** welding, thermal deformation processes, shrinkage, thin-walled housing.

Рассмотрены вопросы сварки и деформации конструкции, вызванные внутренними поперечными напряжениями, возникающими в сварных швах. Проведен расчет усадки металла (АМг6), приведены результаты измерения усадки после сварки, даны рекомендации по уменьшению сварочных деформаций, напряжений и перемещений, назначению технологических припусков для парирования влияния термодформационных процессов.

**Ключевые слова:** сварка, термодформационные процессы, усадка, тонкостенный корпус.

**Введение.** Сварка – это один из наиболее совершенных видов неразъемных соединений металлических элементов. При использовании сварки в ракетостроении имеются большие возможности в создании наиболее оптимальных и рациональных конструкций.

При изготовлении тонкостенного конического корпусного отсека (см. рис. 1) выявлено, что после выполнения сварки четырех кольцевых швов длина корпуса уменьшилась на ~3,5 мм. Причиной этого являются термодформационные процессы

при сварке, вызванные поперечным напряжением в сварном соединении.

Суть процесса сварки состоит в том, что металлы нагреваются до температур, близких к температуре порога рекристаллизации. Характерным для сварки является создание внутрикристаллических форм связи между соединяемыми металлами (или соединяемыми металлами и металлом шва). Между соединяемыми металлами возникает непрерывная металлическая связь путем образования общих зерен (см. рис. 2).

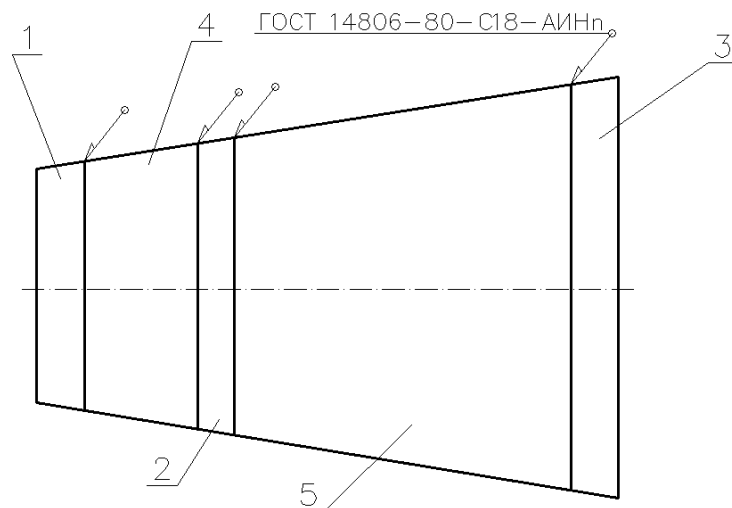


Рис. 1. Конструктивная схема корпусного отсека:  
1 – шпангоут верхний, 2 – шпангоут промежуточный, 3 – шпангоут нижний,  
4 – обечайка верхняя, 5 – обечайка нижняя

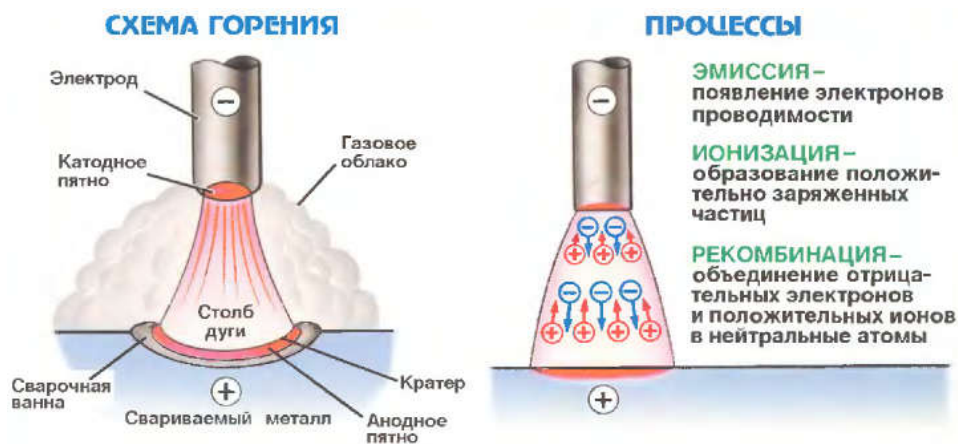


Рис. 2. Процессы, возникающие при создании сварного соединения

Сварные соединения алюминиевых сплавов обладают повышенной чувствительностью к концентраторам напряжений по сравнению с рядом сталей. Слабыми участками в сварных соединениях могут быть швы, зоны термического влияния и сплавления. Зоной термического влияния называют участок основного металла, прилегающий к швам, который в результате сварки изменяет механические свойства.

Помимо напряжений и деформаций, возникающих в деталях под действием приложенных нагрузок, в них могут быть так называемые собственные напряжения, которые существуют в телах даже при отсутствии воздействия каких-либо внешних сил. Причины образования собственных напряжений весьма многообразны.

Одной из них является неравномерный нагрев тела (см. рис. 3).



Рис. 3. Термический цикл в сварном шве

Собственные напряжения могут быть временными, если их возникновение связано с временно действующим фактором, остаточными – если они

сохраняются при устранении факторов, способствующих их образованию. Остаточные напряжения, вызванные сварочными процессами, нередко называют сварочными.

В момент разогрева в сварном шве образуются напряжения сжатия, уравниваемые напряжениями растяжения в остальной части пластины. После охлаждения в результате пластического деформирования в процессе нагрева в зоне шва пластины образуются напряжения растяжения. Их произведение на площадь действия представляет растягивающую силу.

Величина остаточной деформации от сварки зависит не только от формы изделия и величины энергии на единицу длины, но и от металлургических свойств основного и присадочного металла (проволоки), определяющих характер структурных превращений при охлаждении.

Величина поперечного сокращения  $\Delta_{\text{поп}}$  (усадки) в результате усадки поперечного шва определяется соотношением

$$\Delta_{\text{поп}} = A \frac{\alpha}{C_{\gamma}} \cdot \frac{q}{s},$$

где  $q$  – энергия на единицу длины;  $q = q_{\text{эф}}/V_{\text{с}}$ ;  $V_{\text{с}}$  – скорость сварки;  $s$  – толщина листа;  $\alpha$  – коэффициент линейного расширения;  $C_{\gamma}$  – объемная теплоемкость;  $A$  – эмпирический коэффициент.

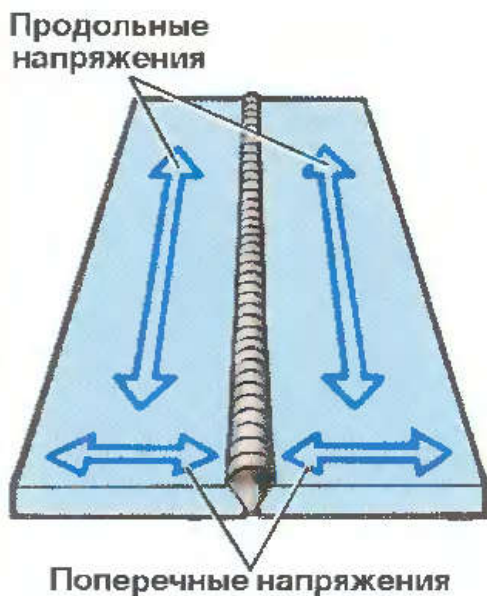


Рис. 4. Напряжения на сварном шве

Изменение размеров сварных конструкций является одним из основных факторов, которые необходимо учитывать при разработке новых изделий. При этом следует иметь в виду, что помимо изменения размеров, вызываемых пластическим деформированием, что присуще в той или иной мере всем изделиям, в сварных конструкциях имеет место деформирование в течение некоторого периода времени, связанное не с нагрузочными операциями, а со специфическими особенностями самих сплавов. Величина и знак деформации во времени зависят от класса материала, структуры и состояния сплава до и после сварки, термического цикла сварки и условий эксплуатации.

Для отдельных классов материала предлагается ряд способов обработки сварных конструкций, способствующих уменьшению деформации во времени. К ним следует отнести термообработку (отпуск, термоциклирование и др.), механическую обработку сварного шва (проковка, прокатка), вибро- и ультразвуковую обработку.

Параллельно с учетом главных параметров, определяющих несущую способность сварных алюминиевых конструкций, их надежность и т.д., на стадии проектных работ следует помнить о требованиях точности сохранения размеров, приданных им первоначально.

Так, сварная конструкция из алюминиевых сплавов изменяет свои размеры после первого нагружения в результате образования пластических деформаций. Помимо изменения размеров, вызываемого пластическим деформированием, имеет место деформирование в течение некоторого периода времени. С повышением температуры хранения, погонной энергии и жесткости изделий деформируемость возрастает.

**Технология выполнения кольцевого сварного шва.** Длинные (свыше 1000 мм) сварные швы рационально разбивать на отдельные участки длиной 100–150 мм. Сварка на каждом из них выполняется в

направлении, обратном общему направлению сварки.

Сварку кольцевых сварных швов выполняют согласно рис. 6, а при наличии поворотных манипуляторов согласно рис. 7.

Во время сварки одного участка сварного шва не допускаются перерывы в работе. Второй и последующие участки накладываются с небольшим нахлестом на предыдущий. При этом присадочный пруток располагают полого к изделию (см. рис. 5). По окончании сварки пламя горелки отводят от расплавленного металла постепенно.

**Определение поперечной усадки расчетным методом.** Корпусной отсек изготавливается сваркой из трех шпангоутов и двух конических обечаек (см. рис. 1).

Материал для изготовления корпусного отсека – алюминиевый деформируемый сплав АМг6. Толщина конструкции в зоне сварного соединения 5 мм, сварка корпуса производится сварным швом С18-АИНп по ГОСТ 14806-80 (см. рис. 8).

Размеры деталей, используемых при сварке корпусного отсека, составляют:

- шпангоут верхний – 76<sub>-0,5</sub> мм;
- шпангоут промежуточный – 65<sub>-0,5</sub> мм;

- шпангоут нижний – 57<sub>-0,5</sub> мм;
- обечайка верхняя – 162±0,6 мм;
- обечайка нижняя – 1355±1 мм.

Произведем расчет поперечной усадки корпусного отсека. Усадку одного кольцевого сварного шва определим по формуле:

$$\Delta_{\text{поп}} = A \frac{\alpha}{C_{\gamma}} \cdot \frac{q}{s},$$

Толщина свариваемого изделия  $s = 5$  мм.

Напряжение на дуге  $U = 25$  В;

Сила тока  $I = 160$  А;

Скорость сварки  $V_c = 0,66$  м/мин (0,011 м/сек);

Коэффициент линейного расширения сплава АМг6  $\alpha = 2,47 \cdot 10^{-6}$  град<sup>-1</sup>;

Объемная теплоемкость  $C_{\gamma} = 2,43 \cdot 10^6$  Дж/м<sup>2</sup>·град;

Эмпирический коэффициент для электродуговой сварки  $A = 1,2$ .

$$\Delta_{\text{поп.св.ш.}} = 1,2 \cdot \frac{24,7 \cdot 10^{-6}}{2,43 \cdot 10^6} \cdot \frac{0,36 \cdot 10^6}{0,005} = 885,6 \cdot 10^{-6} \text{ м} = 0,886 \text{ мм},$$

В конструкции корпусного отсека четыре кольцевых шва, поэтому расчетная поперечная усадка составит:

$$\Delta_{\text{поп.ОБО}} = 4 \cdot \Delta_{\text{поп.св.ш.}} = 4 \cdot 0,886 = 3,544 \text{ мм}.$$

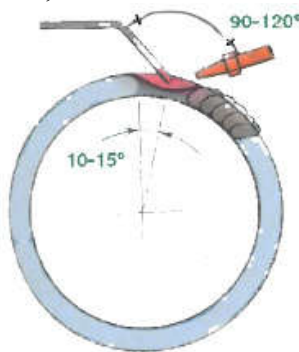


Рис. 5. Наложение участка кольцевого сварного шва

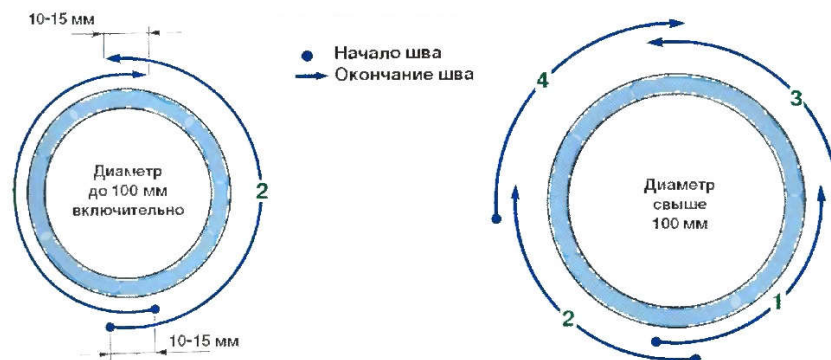


Рис. 6. Неповоротные стыки при сварке труб

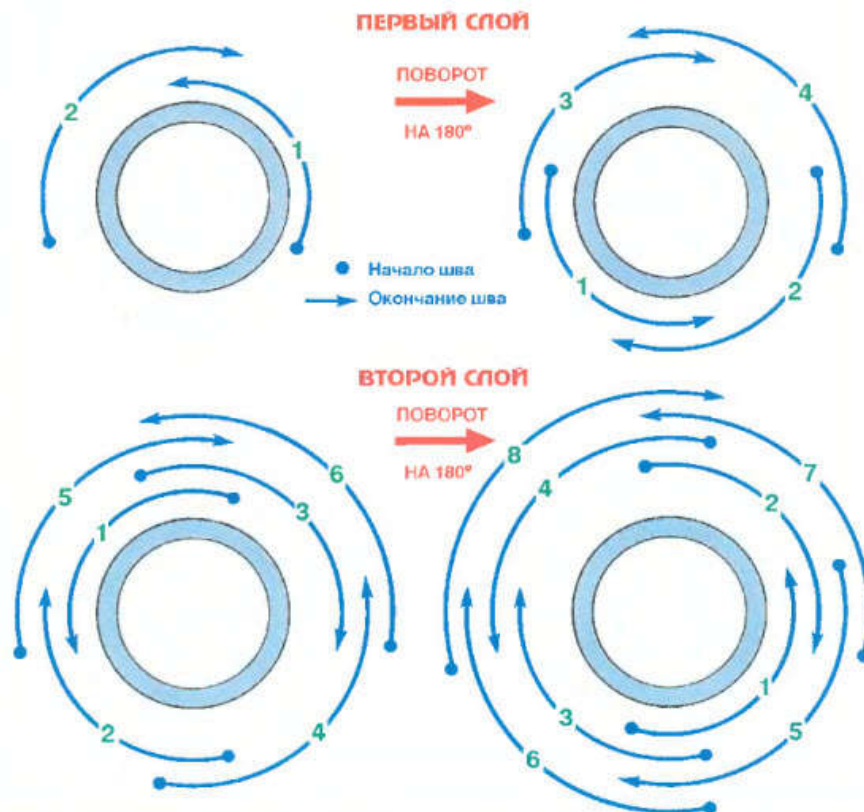


Рис. 7. Сварка труб с поворотом на 180°

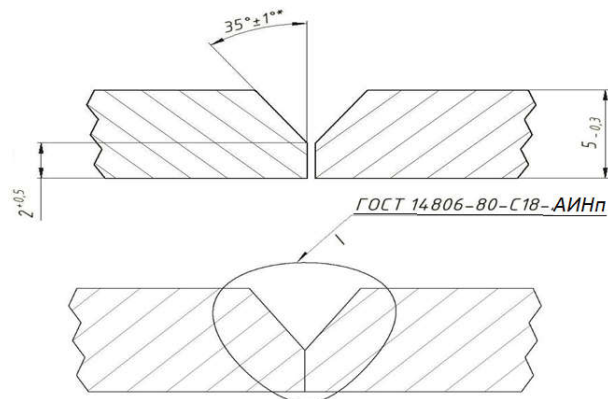


Рис. 8. Геометрические характеристики сварного соединения

**Определение поперечной усадки в процессе изготовления.** При проведении сборочно-сварочных работ был произведен замер фактических размеров деталей для определения величины усадки после сварки. Сварка корпусного отсека выполнялась сварочной проволокой диаметром 1,2 мм в приспособлении для сварки, сварочным полуавтоматическим аппаратом КЕМРПИ FastMig MXF65 с источником питания КЕМРПИ FastMig Pulse 450 в два этапа:

**Этап 1 – сварка подборки № 1** (состоящей из шпангоута верхнего, обечайки

верхней, шпангоута промежуточного).

До сборочно-сварочных операций фактический размер деталей равен:

шпангоут верхний – 75,7 мм;

обечайка верхняя – 162,3 мм;

шпангоут промежуточный – 64,9 мм.

Габаритный размер корпуса после сборочно-сварочных операций составил 301,25 мм.

Усадка металла на 2-х сварных швах составляет:

$(75,7+162,3+64,9)-301,25=1,65$  (мм).

**Этап 2 – сварка корпусного отсека** (подборка № 1 + обечайка нижняя +

шпангоут нижний)

До сборочно-сварочных работ фактический размер деталей равен: подборка № 1 – 301,25 мм; обечайка верхняя – 162,3 мм; обечайка нижняя – 1354,6 мм.

Габаритный размер после сборочно-сварочных работ для корпуса составил 1710,83 мм.

Усадка металла на 4-х сварных швах составляет:

$$(75,7+64,9+56,8+162,3+1354,6)-1710,83 = 3,47 \text{ мм.}$$

Фактическая средняя усадка на 1 сварном шве:

$$3,47/4=0,87 \text{ мм.}$$

Исходя из вышеизложенного, можно сделать вывод, что величина расчетной и фактической усадки практически соответствуют друг другу (разбег составляет 1,8 %; см. табл.).

Таблица

**Величина поперечной усадки, определенная расчетным путем и в процессе изготовления корпусного отсека**

Вид усадки	Усадка на 1 сварном шве, мм	Усадка на 1 сварном шве, %
Фактическая усадка	0,87	100
Расчетная усадка	0,886	98,2

**Выводы.** При разработке сварных конструкций необходимо предварительно просчитывать величину усадки по приведенной методике и закладывать для ее компенсации соответствующие конструктивные решения (вводить дополнительные припуска, выбирать оптимальное расположение сварных швов, уменьшать катеты слабонапряженных угловых швов в соединениях внахлестку, втавр, сокращать объем сварочной ванны путем уменьшения размеров разделки кромок в соединениях встык и т. д).

При проектировании тонкостенных конструкций следует устранить потери устойчивости тонкостенных деталей от усадочных усилий, вызванных сваркой. Для этого в проектируемые объекты вносятся необходимые элементы жесткости.

Для снижения или устранения сварочных деформаций, вызванных внутренними напряжениями, могут быть рекомендованы следующие технологические мероприятия:

- рациональное конструирование;
- симметричное относительно центра тяжести сечения расположение швов;
- применение прерывистых швов;
- выбор состава защитной среды инертных газов;
- выбор оптимальной скорости сварки;
- создание деформаций, обратных сварочным, путем раскатки края обечайки

перед наложением кольцевых швов, закрепление изделий в приспособлениях (закрепления снимают только после завершения сварки);

– отпуск деталей в зажимных приспособлениях;

– увеличение пластических деформаций удлинения после сварки путем проковки, прокатки, вибраций и т. д.

Итогом данного исследования является внедрение предварительной оценки усадки корпусных отсеков на этапе разработки согласно рассматриваемой методике. По результатам расчета в конструкцию вводятся соответствующие компенсационные припуски; на этапе изготовления применяются приведенные в статье технологические мероприятия по уменьшению усадочных процессов.

#### **Библиографические ссылки**

1. Алов А.А. Основы теории процессов сварки и пайки : учебник для ВТУЗов. Москва : Машиностроение, 1964. 272 с.: ил.+прил.

2. Николаев Г.А., Куркин С.А., Винокуров В.А. Расчет, проектирование и изготовление сварных конструкций : учеб. пособие для машиностроит. вузов. Москва : Высшая школа, 1971. 760 с., ил.

3. Николаев Г.А., Фридляндер И.Н., Арбузов Ю.П. Свариваемые алюминиевые сплавы. Москва : Металлургия, 1990. 295 с., ил.

4. Николаев Г.А., Куркин С.А., Винокуров В.А. Сварные конструкции.



Прочность сварных соединений и деформации конструкций : учебное пособие. Москва : Высшая школа, 1982. 272 с., ил.

5. Винокуров В.А. Сварочные деформации и напряжения. Методы их

устранения. Москва : Машиностроение, 1968. 236 с., ил.

6. URL: [www.weldering.com](http://www.weldering.com)

7. Марочник сталей и сплавов. URL: [www.splav-kharkov.com](http://www.splav-kharkov.com)

*Надійшла до редколегії 02.07.2018 р.*

УДК 531.561.56

## **НАУКОВА ШКОЛА З БАЛІСТИЧНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ НА КАФЕДРІ ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОНСТРУКЦІЙ І В НДЛ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ НДІ ЕНЕРГЕТИКИ: ІСТОРІЯ ТА СЬОГОДЕННЯ**

Л. Г. Дубовик

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро, 49010, Україна, e-mail: [bechkekarolina@gmail.com](mailto:bechkekarolina@gmail.com)*

Розглянуто історію формування й сьогодення одного з наукових напрямків кафедри проектування та конструкцій і науково-дослідної лабораторії ракетно-космічних систем НДІ енергетики, втілення результатів у практику. Відображено вагомий внесок у розвиток цього напрямку професора Дроня Миколи Михайловича.

Ключові слова: наукова школа, балістичне проектування, техногенне засмічення навколосемного космічного простору.

The history of creation and the present one of scientific directions of chair of designing and designs and research laboratory of rocket-technical engineering of scientific research institute of power, introduction of results in practice are considered. The powerful contribution to development of this direction of professor Dronja Nikolay Mihajlovicha is noted.

Keywords: school of thought, ballistic designing, technogenic clogging of a near-earth space.

Рассмотрена история создания и настоящее одного из научных направлений кафедры проектирования и конструкций и научно-исследовательской лаборатории ракетно-космических систем НИИ энергетики, внедрение результатов в практику. Отмечен весомый вклад в развитие этого направления профессора Дроня Николая Михайловича.

Ключевые слова: научная школа, баллистическое проектирование, техногенное засорение околоземного космического пространства.

Ця наукова школа виникла на кафедрі проектування та конструкцій літальних апаратів у 60-ті роки на основі наукових досліджень, проектно-конструкторських та експериментальних робіт зі створення артилерійських та ракетних систем під керівництвом завідуючого кафедрою професора, доктора технічних наук, заслуженого діяча науки і техніки Дупліщева Михайла Іларіоновича та доцента, кандидата, а в подальшому доктора технічних наук Натушкіна Володимира Федоровича.

З початку 60-х років наукова робота кафедри здійснювалася у двох напрямках: конструювання й будівельна механіка ракет, який очолював професор М. І. Дупліщев, та балістика [1]. Балістика

керуваних балістичних ракет (КБР) розвивалася під науковим керівництвом декана фізико-технічного факультету, професора, кандидата технічних наук Г. Д. Макарова, а балістика балістичних некерованих ракетних снарядів (БНРС) – під керівництвом проф. М. І. Дупліщева. Також набирали перспективу наукові напрями, які очолили наукові керівники госпдоговірних НДР доценти А. С. Єзовітов (Герметичність фланцевих та інших з'єднань КРБ), В. М. Ляпін (Проектування пневмо-гідролічних систем), В. І. Перлик (Надійність складних систем), Г. В. Можаяєв (Синтез орбітальних структур супутникових систем).

Ще більш різноманітною стала наукова тематика кафедри з приходом

у 1969 році доцента В. Ф. Натушкіна. Тривалий час він займався будівельною механікою ракет і отримав низку серйозних наукових результатів, готував до захисту докторську дисертацію, але через труднощі продовження цих робіт і, з іншого боку, внаслідок стійкого інтересу до динаміки літальних апаратів, який сформувався ще з часу пілотування ним бойових літаків, перейшов до динаміки просторового руху ЛА різного призначення, їх стійкості та керованості з врахуванням впливу перехресних зв'язків.

Завдяки створеному тандему М. І. Дупліщев – В. Ф. Натушкін, поєднанню їх взаємодоповнюючих якостей на кафедрі сформувався цікавий науковий напрям з теорії літальних апаратів, практики їх проектування і конструювання. При цьому професор М. І. Дупліщев володів різнобічними теоретичними знаннями, значним досвідом конструкторської і промислової діяльності зі створення артилерійських і ракетних систем, а доцент В. Ф. Натушкін – глибокими теоретичними знаннями, найскладнішими математичними методами, вмінням постановки і здійснення складних фізичних експериментів.

Обидва відрізнялися виключною працездатністю, самовіддачею. Досить зазначити, що проф. М. І. Дупліщев паралельно проводив особисті дослідження й розробки в інших областях, у тому числі з альтернативних підходів до існуючої теорії відносності, що надалі стала його головною тематикою. В. Ф. Натушкін, по суті, паралельно проводив особисті дослідження в області динаміки просторового руху, стійкості й керованості літаків з врахуванням впливу перехресних зв'язків, побудови нових математичних моделей руху, критеріїв стійкості й керованості, розробки оптимальних законів керування на екстремальних режимах польоту. Згодом в його докторській дисертації було вирішено проблему розробки теоретичних основ забезпечення стійкості й керованості атмосферних літальних апаратів (ЛА) в екстремальних умовах, що дозволило проектувати технічні засоби для виявлення й запобігання критичним динамічним яви-

щам: штопора, звалювання, параметричного розкачування високоманеврених літаків.

Досвід розробки артилерійських систем на Уралі в роки війни під керівництво видатного творця цих систем Ф. Ф. Петрова обумовив висунення проф. М. І. Дупліщевим ідеї гіромоторної стабілізації ракет, передусім некерованих. Початок теоретичних досліджень конструкторської розробки припадає на 1963 рік, коли майже одночасно було подано першу заявку на винахід і прийнято рішення Радою міністрів СРСР з розгортання комплексу робіт. За наказом промисловості було виконано госпдоговірну науково-дослідну роботу, у той час одну з найбільш великих за обсягом фінансування, яка поєднала зусилля низки вчених ДДУ. Пізніше ці питання було викладено в низці науково-технічних звітів та статей, а потім у навчальному посібнику «Основы проектирования баллистических неуправляемых ракетных снарядов», який був виданий в 1974 р. з грифом Мінвузу СРСР.

Гіромоторна стабілізація, яка здійснювалася не за рахунок обертання всієї ракети, а спеціального ротора (гіромотора) або іншої частини ракети, дозволяла регулювати величину кінетичного моменту обертання, значно підвищити початкову стійкість, зменшити розсіювання БНРС, що було підтверджено у ході випробувань партій експериментальних БНРС, оснащених гіромотором з електричним приводом.

Кінограми пусків партії з 20 шт. стоміліметрових експериментальних снарядів з електричними гіромоторами (довжина 15 калібрів, початкова маса 42 кг, дальність 15 км), що були отримані за допомогою швидкісного кіноапарата, свідчили, по суті, про ідеальний схід з напрямних. Ймовірне відхилення в боковому напрямку випробуваної партії некерованих ракет через недосконалість пускової установки було зменшено більш ніж у 3,5 раза. Як стало відомо, гіромоторна стабілізація була використана далі на БРНС США «Литтл Джон».

Запуск експериментальних БНРС разом з ідеальним сходом з напрямних показали також зростання нестійкості у вершині траєкторії й на спадній її гілці, що було обумовлено суперечливістю умов стійкості на активній ділянці й у вершині траєкторії. Наступне зниження розсіювання некерованих ракет, що стабілізувалися обертанням, та розширення сфери їх застосування пов'язано з необхідністю подолання суперечливості між критеріями стійкості, для чого згодом було розроблено теоретично й експериментально обґрунтований новий спосіб стабілізації обертючих ракет з прикладанням так званого антинутаційного моменту. Потім були госпдоговірні НДР, у яких розвивалися прикладні аспекти теоретичних основ гіростабілізації стосовно різноманітних типів ЛА.

Пізніше, у 70-х роках, додався новий об'єкт дослідження – дослідницькі ракети (ДР), які використовувалися для вирішення різних задач метеорології, геофізики, випробування й відпрацювання систем різноманітних ЛА. Обертання цих ракет по крену, метою якого від самого початку було зменшення впливу ексцентриситетів маси, форми й тяги, передається в напрямних спірального типу, а також за рахунок косопоствалених стабілізаторів і диференціального відхилення елеронів. Це обертання перетворює ракету в цікавий об'єкт з погляду поєднання двох способів стабілізації. На атмосферній дільниці вона стабілізується аеродинамічним способом, а при виході з атмосфери гіроскопічні ефекти стають переважаючими, і ракета стабілізується обертанням. Незважаючи на різноманіття конструкцій ДР і задач, що виникають при їх конструюванні, виділяються два головних напрямки удосконалення кутової стабілізації. Перший напрямок пов'язаний з підвищенням точності розрахунку точок падіння й зниженням розсіювання ракет для мінімізації площі зони, що відчужується. Інформативність ракетних експериментів і рух з великою амплітудою коливання є несумісними, і удосконалення стабілізації ДР, їх головних частин та інших цільових елементів на ділянці вимірювань набуває

важливого значення, чому й присвячені роботи другого напрямку.

У 1970–1972 рр. було виконано дослідження за цією тематикою для Іжевського механічного заводу, а з 1973 р. наступив тривалий період інтенсивного й плідного співробітництва кафедри з провідними науковими й проектно-конструкторськими організаціями: НВО «Тайфун», НВО «Планета», Інститутом прикладної геофізики, ЦАГІ, Інститутом льотних випробувань, Московським інститутом теплотехніки, МДУ, МАІ, МВТУ ім. Баумана. Багаторічне співробітництво продовжувалося завдяки ініціативі відомих вчених та конструкторів, керівників великого напрямку з розробки й експлуатації вітчизняних дослідницьких ракет.

Було виконано цикл досліджень з динаміки просторового руху й розробок з кутової стабілізації ДР та відокремлюваних функціональних елементів на траєкторії польоту, актуальність яких була обумовлена необхідністю підвищення інформативності геофізичних і прикладних ракетних експериментів з національних міжнародних програм дослідження верхньої атмосфери та космічного простору, а також відповідно до важливих рішень уряду. Розроблено й науково обґрунтовано методи виявлення й запобігання критичним режимам кутового руху ракет – таких як коливальне розгойдування, синхронізація й обертючий резонанс, відпрацювання впливу вітру.

Потім було проведено дослідження з визначення просторового положення на ділянці вимірювань, селекції параметрів метеорологічних ракет для зниження розсіювання траєкторних параметрів, динамічної стійкості просторового руху, оптимізації наземного обладнання.

У 80-х роках плідним було співробітництво кафедри з Інститутом льотних випробувань (м. Жуковський) зі створення принципово нового датчика просторового положення літака відносно потоку на базі винаходів доц. В. Ф. Натушкіна і М. М. Дроня. У 1987 році дослідницькі випробування експериментального зразка датчика в

дозвуковій аеродинамічній трубі, які було проведено з участю відомих спеціалістів інституту, підтвердили перспективність нової аеродинамічної й вимірювальної схеми, принципу дії, а також працездатність випробувального зразка на дозвукових швидкостях.

Внаслідок зародження й розвитку на кафедрі проектування та конструкцій наукового напрямку з теорії польоту під керівництвом проф. М. І. Дупліщева та доцента В. Ф. Натушкіна у рамках виконання госпдоговорів з проектно-конструкторськими організаціями було здійснено чимало наукових досліджень, конструкторських розробок і впроваджень результатів на конкретних зразках ракетної техніки.

Згодом, у 90-х роках, на основі цього наукового напрямку кафедри сформувалась тематика, що належить до класичної зовнішньої балістики, зокрема, третьої задачі балістики, присвяченій стійкості руху відносно центра мас, кутової стабілізації. Очолив цю тематику д.т.н., професор Дронь Микола Михайлович.

Під керівництвом М. М. Дроня внаслідок виконання низки НДР, що координувались Міністерством освіти і науки України, було розроблено й науково обґрунтовано нові принципи вимірювання параметрів набігаючого потоку й параметрів руху високоманеврених літальних апаратів відносно набігаючого потоку в системі координат, пов'язаній з рухомою площиною просторового кута атаки. Побудовані нові схеми вимірювання втілено в численні технічні рішення, двом з яких надано ім'я автора: «Спосіб кутової стабілізації оберткових ЛА Дроня» [2] і «Пілон-синхронізатор Дроня» [3].

Основні наукові роботи і винаходи М. М. Дроня стосуються фундаментальних та прикладних проблем створення і використання ракетно-космічної і авіаційної техніки. Він розробив теоретичні основи і методи проектування систем кутової стабілізації ЛА на базі теорії синхронізації обертальних та коливальних рухів і створення стабілізаційних моментів радіальної корекції.

У цілому результати, що відображені у одноосібній монографії «Кутова стабілізація оберткових літальних апаратів», статтях, матеріалах конференцій, винаходах, утворили науковий напрямок у балістиці літальних апаратів, забезпеченні стійкості їх руху, зробили певний внесок у теорію і практику проектування систем кутової стабілізації літальних апаратів.

Цикл його теоретичних досліджень і конструкторських розробок зі створення методів і технічних засобів кутової стабілізації та орієнтації некерованих дослідницьких ракет і відокремлюваних функціональних елементів було впроваджено у 80-х роках у практику НВО «Тайфун» та інших організацій Держкомітету з гідрометеорології та охорони навколишнього середовища СРСР під час виконання державних і міжнародних програм вивчення верхньої атмосфери та космічного простору, що сприяло підвищенню інформативності геофізичних і прикладних експериментів.

Микола Михайлович вважає, що йому в житті дуже пощастило, оскільки свого часу він брав участь у програмі створення єдиної системи державного моніторингу з дослідження атмосфери. Для цього використовувалися ракети, супутникові системи. Вчений брав безпосередню участь у розробці метеорологічних ракет, які зондували атмосферу на висоті 200–250 км. Його наукові інтереси тісно пов'язані з Обнінським центром, де були зосереджені науково-дослідні інститути і проектно-конструкторські організації систем гідрометеорології.

У співавторстві з професором М. В. Поляковим і к.т.н. В. С. Легезою М. М. Дронь удостоєний звання лауреата премії НАН України ім. Янгеля за цикл наукових робіт та винаходів з гідрогазодинаміки й динаміки польоту літальних апаратів. Ці результати впроваджено в ДКБ «Південне» при створенні нових зразків ракетно-космічної техніки та в ДНУ при підготовці фахівців для ракетно-космічної галузі.

У співпраці з керівниками та співробітниками галузевої науково-дослідної лабораторії технології

виробництва друкованих плат ДНУ Микола Михайлович виконував наукові дослідження та розробляв технології і технологічне устаткування для виготовлення ультратонкої гальваностійкої та нагрівостійкої мідної фольги на металевому носії для промислового виробництва фольгованих діелектриків для прецизійних друкованих плат радіоелектронної апаратури аерокосмічної галузі.

Результати опубліковано і захищено авторськими свідоцтвами СРСР та патентами України. За роботи в галузі створення новітніх технологій ультратонкої мідної фольги та її промислове впровадження на підприємствах СРСР у 1990 році його удостоєно звання лауреата премії Ради Міністрів СРСР.

М. М. Дронь багато уваги приділяв питанням екології та біосферології, будучи академіком Екологічної академії наук України. Його наукові інтереси тісно перепліталися з проблемами біосфери. У своїх бесідах зі студентами, аспірантами, викладачами, виступах по радіо й телебаченню вчений синтезував свої думки на проблемах наявності у всесвітньому просторі такого дивовижного феномена, як життя, розум, людина.

Він був членом редакційних колегій міжнародних журналів «Екологія і ноосферологія», «Ґрунтознавство».

До наукових інтересів М. М. Дроня слід віднести також питання захисту інтелектуальної власності, формування нормативно-правової бази наукової, науково-технічної та інноваційної політики в системі вищої школи, що висвітлено в наукових, навчальних і методичних роботах.

Перебуваючи на посаді проректора з наукової роботи ДНУ з 2000 по 2011 рр., Микола Михайлович доклав значних зусиль у справу розвитку науки та відомих наукових шкіл університету, досягнення результатів світового рівня, їх впровадження в навчальний процес і виробництво, а також у підготовку висококваліфікованих наукових та педагогічних кадрів. За цей час обсяг

фінансування науки ДНУ виріс у п'ять разів.

Однією з важливих проблем науки, вважає вчений, є збереження нашої планети від випадкового падіння на її поверхню космічних тіл: комет, астероїдів, метеоритів. На думку Миколи Михайловича, вже сьогодні людина має можливість розраховувати траєкторію падіння на Землю випадкових природних космічних об'єктів, а сучасні протиракетні системи здатні застерегти від падіння на Землю невеликих астероїдів, метеоритів, а в подальшому і небезпечних для Землі комет.

Далекий космос, крім того, впливає на погодні умови Землі.

Сьогодні Дронь Микола Михайлович є науковим керівником НДЛ ракетно-космічної техніки Інституту енергетики, діяльність якої спрямована на вирішення актуальної проблеми сучасності – боротьбі з космічним сміттям техногенного походження на низьких навколосемних орбітах.

Він очолює напрями досліджень, які пов'язані з розробкою принципів побудови космічних транспортних систем для запобігання засміченню навколосемного простору: теоретичні та експериментальні дослідження принципів побудови космічних апаратів (КА) для збору космічного сміття, дослідження питань застосування існуючих засобів відводу космічних об'єктів з низьких навколосемних орбіт, питання розробки електроракетних двигунів і датчиків набігаючого потоку для високоманеврених КА.

Під керівництвом д.т.н. В. В. Ємця, що є одним з провідних фахівців НДЛ, проводяться теоретичні та експериментальні дослідження автофажної ракети-носія (РН), до яких належать вибір основних проектних параметрів РН з різними конструктивними схемами подачі компонентів палива до двигунної установки, визначення особливостей функціонування моделі двигуна, експериментальне опрацювання нових принципів проектування, зокрема

застосування пульсуючих двигунних установок.

К.т.н. Т. В. Лабуткіна працює над вирішенням задач прогнозу безпечних зближень і механічних зіткнень між орбітальними тілами, зокрема задачі забезпечення безпечного функціонування космічної техніки в навколоземному космічному просторі, аналізу екології навколоземного космосу й прогнозу сценаріїв його заповнення орбітальними об'єктами та ін.

К.т.н. О. В. Голубек на основі систематизації характеристик космічних апаратів, що закінчили термін активного функціонування, і каталогізованих космічних об'єктів (КО) здійснює моделювання процесів відводу цих КА й КО з навколоземних орбіт.

К.т.н. П. Г. Хорольський займався вивченням механіки космічного польоту, балістикою ракет та точністю вимірювань орієнтації літальних апаратів відносно набігаючого потоку.

К.т.н. А. В. Хитько вивчав питання можливості й доцільності застосування ЕРД в активних системах відводу космічних апаратів і об'єктів на безпечні орбіти.

К.т.н. Л. В. Накашидзе працює над підвищенням енергоефективності сонячних фотоелектричних установок при одночасному зниженні питомої вартості енергії, яка використовується в системах енергозабезпечення ЕРД.

За виконаними проектами, що фінансувалися з держбюджету України, «Дослідження принципів побудови космічних літальних апаратів для збору космічного сміття та оцінки його цільової ефективності», «Прогнозування тактико-технічних характеристик космічних апаратів для збору космічного сміття на базі існуючих ракет-носіїв», «Основи створення активних систем відводу космічних об'єктів із застосуванням електроракетних двигунів», «Дослідження принципів побудови транспортних космічних систем в умовах запобігання засміченню навколоземного космічного простору», та проекту «Закономірності функціонування комбінованих засобів очищення орбіт з врахуванням динаміки

навколоземного середовища» отримано такі результати.

Розроблено принципи створення активних, пасивних та комбінованих засобів видалення дрібного й великогабаритного космічного сміття з низьких навколоземних орбіт.

Показано, що для видалення дрібного сміття найбільш доцільним є використання спеціальних КА – космічних сміттезбирачів на основі тонкостінної великогабаритної експонованої конструкції. Частина сміття при зіткненні з нею випаровується, частина захоплюється, а частина, яка залишилася, гальмується й згорає в щільних шарах атмосфери Землі. Обґрунтовано, що для маневрування такого космічного апарата найдоцільнішим буде застосування електроракетної рушійної установки на базі стаціонарного плазмового двигуна.

Для видалення великогабаритного космічного сміття запропоновано сміттезбирач, який після захвату великих космічних об'єктів зводить низькоорбітальне сміття до щільних шарів атмосфери Землі, а високоорбітальне переводить на орбіту захоронення. Маневрування такого сміттезбирача доцільно здійснювати із застосуванням ракетного двигуна на пастоподібному паливі з глибоким дроселюванням тяги.

З метою запобігання утворенню нового космічного сміття розглянуто можливі системи відводу КА й КО з низьких навколоземних орбіт та транспортні космічні системи їх виведення, що не засмічують земну поверхню й навколоземне космічне середовище. Визначено вимоги до цих систем, сформульовано принципи їх побудови та надано балістичне забезпечення траєкторій відводу великих космічних об'єктів з врахуванням динамічно змінюваної верхньої атмосфери.

За проведеними дослідженнями й розрахунками як найбільш перспективну запропоновано комбіновану систему відводу космічних апаратів й об'єктів на базі двигунної установки й аеродинамічного вітрильного пристрою. Двигунна установка забезпечує формування еліптичної орбіти відводу з

перигеєм у верхніх шарах атмосфери Землі, а аеродинамічне вітрило – поступове зниження швидкості за рахунок впливу на об'єкт відводу аеродинамічного опору атмосфери. При цьому ефективність вітрильного пристрою багато в чому залежатиме від стану верхньої атмосфери Землі.

Надано теоретичне й експериментальне обґрунтування конструктивно-компонувальної схеми автофажної (спалимої) ракети-носія, бакова оболонка якої виконана із полімерного матеріалу й використовується як основне пальне, та обґрунтовано доцільність застосування таких РН для доставки систем відводу на навколоремні орбіти.

Багаторічні доробки наукової школи в розробці принципів та елементів конструкції датчика потоку, що є важливим елементом для аерокосмічних літальних апаратів, дозволили використати їх для проектування пристроїв контролю параметрів набігаючого потоку, які можуть бути застосовані в космічних транспортних системах.

Характерною рисою отриманих результатів є їх новизна, яка полягає у врахуванні на енергетичні витрати процесу відводу об'єктів космічного сміття динаміки атмосфери та застосуванні для виведення комбінованої системи відводу автофажної ракети-носія.

У зв'язку з їх актуальністю результати досліджень схвалено Державним підприємством «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля», Інститутом технічної механіки НАНУ і НКАУ, Національним Центром аерокосмічної освіти молоді ім. О.М. Макарова, які передбачають їх використання в перспективних розробках з вирішення проблеми очищення навколоремного простору, застосування в проектах НКАУ, зокрема в розробці молодіжних супутників.

Наукову роботу М. М. Дронь успішно поєднує з плідною педагогічною діяльністю. Підготував низку навчальних посібників, у тому числі з грифом Міністерства освіти і науки України: «Основи патентознавства», «Правовий захист інтелектуальної власності вищого закладу освіти», «Основи теорії захисту інформації», «Навколоремний простір і технічні засоби для його освоєння». У 1998 р. Микола Михайлович нагороджений знаком «Відмінник освіти України», є Академіком Академії наук Вищої школи України.

Різномічні досягнення видатного вченого Миколи Михайловича Дроня принесли йому широке визнання не тільки в Україні, але й далеко за її межами.

Понад 300 наукових та науково-методичних праць, серед яких 4 монографії, 10 навчальних посібників, більше 30 доповідей на конференціях, у тому числі міжнародних, 70 винаходів, що захищені авторськими свідоцтвами СРСР та патентами України, отримали вітчизняне та міжнародне визнання. Згідно з наказом Державного департаменту інтелектуальної власності від 28.08.2006 р. Миколі Михайловичу вручено нагрудний знак «Творець» за № 91.

#### **Бібліографічні посилання**

1. Дронь Н.М. Развитие теории полета и ее приложений на кафедре проектирования и конструкций. *Вісник Дніпропетровського національного університету: Серія Ракетно-космічна техніка*. 2001. Вип. 5. С. 30–37.

2. Спосіб кутової стабілізації оберткових ЛА Дроня: пат. 63 Україна. Опубл. 28.03.2002.

3. Пілон-снхронізатор Дроня: пат. 88128 Україна. № а 200714134; заявл. 17.12.2007; опуб. 10.09.2009, Бюл. № 17.

*Надійшла до редколегії 03.08.2018 р.*

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В КАМЕРЕ ЖРД С УЧЕТОМ ЕЕ ОХЛАЖДЕНИЯ

И.Д. Дубровский, В.Л. Бучарский

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, г. Днепр, 49010, Украина*

Розглянуто питання про одновимірний рух газу в камері РРД з урахуванням його теплообміну зі стінкою камери та з охолоджувальною рідиною. Наведено результати розрахунку охолодження камери РРД, отримані шляхом чисельного розв'язку системи диференціальних рівнянь газодинаміки, суміщеної з рівнянням теплового балансу. Аналіз отриманих результатів дозволяє стверджувати про можливість застосування запропонованого методу на практиці.

**Ключові слова:** рідинний ракетний двигун, теплообмін, чисельні методи.

The problem of one-dimensional motion of gas in the combustion chamber of the liquid rocket engine, taking into account its heat exchange with the chamber wall and with the cooling liquid, is considered in the article. The results of calculating the cooling of the chamber obtained by numerically solving the system of differential equations of gas dynamics combined with the heat balance equation are presented. The analysis of the results allows to assert about the possibility of applying the proposed method in practice.

**Keywords:** liquid rocket engine, heat transfer, numerical methods.

Рассмотрен вопрос об одномерном движении газа в камере ЖРД с учетом его теплообмена со стенкой камеры и с охлаждающей жидкостью. Приведены результаты расчета охлаждения камеры ЖРД, полученные путем численного решения системы дифференциальных уравнений газодинамики, совмещенной с уравнением теплового баланса. Анализ полученных результатов позволяет утверждать о возможности применения предложенного метода на практике.

**Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель, теплообмен, численные методы.

**Введение.** На сегодняшний день численное моделирование широко применяется в инженерной практике для расчета сложных физических процессов. Это связано прежде всего с возможностью замещения реальных экспериментов виртуальными.

Одной из наиболее трудоемких задач в проектировании ЖРД, требующей серьезной отработки, является обеспечение надежного охлаждения камеры двигателя [1]. Уменьшить материальные и временные затраты, возникающие при решении данной проблемы, можно с помощью совместного численного моделирования течения газа в камере двигателя и ее охлаждения.

**Постановка задачи.** Целью данной работы является построение вычислительной модели стационарного процесса в охлаждаемой камере ЖРД для определения параметров газового потока продуктов сгорания, тепловых потоков, направленных от горячих газов в стенку камеры, температуры стенки камеры и температуры жидкости в охлаждающем тракте.

**Методика моделирования.** Решение поставленной задачи было разделено на несколько последовательных этапов:

1. Выбор математической модели для описания процессов в камере сгорания ЖРД.
2. Выбор методов решения уравнений математической модели.
3. Моделирование процесса охлаждения и сравнительный анализ полученных результатов со стандартной методикой расчета охлаждения [2].

**Математическая модель.** Схематично протекание процесса теплообмена в камере ЖРД можно представить следующим образом: тепло путем конвекции и лучеиспускания передается от горячих продуктов сгорания стенке камеры сгорания. С помощью теплопроводности тепло передается через стенку и далее путем конвекции – в охлаждающую жидкость. Наружная поверхность несущей стенки камеры полностью теплоизолирована [2].

Для описания данного процесса в качестве основной расчетной модели была выбрана модель идеального сжимаемого



газа, описываемая нестационарными гиперболическими уравнениями неразрывности, сохранения количества движения, сохранения энергии и дополненная уравнением Менделеева – Клапейрона [3; 4]. Все вышеперечисленные газодинамические уравнения сохранения были получены для одномерного потока продуктов сгорания в камере ЖРД. Для удобства проведения численных расчетов вышеперечисленная система уравнений была записана в следующей векторной форме (ось ОХ проходит вдоль оси камеры сгорания, начало координат размещается в точке положения фронта пламени):

$$\frac{\partial \mathbf{U} \cdot \mathbf{F}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E} \cdot \mathbf{F}}{\partial x} = \mathbf{B}, \quad (1)$$

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho w \\ \rho e \end{pmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e + p)w \end{pmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 \\ p \frac{\partial F}{\partial x} \\ -qP \end{pmatrix}.$$

Здесь:

$\rho$  – плотность,  $p$  – давление,  $w$  – скорость,  $e$  – удельная внутренняя энергия,  $q$  – тепловой поток от наружной стенки камеры в жидкость,  $F$  – площадь поперечного сечения камеры сгорания,  $P$  – периметр камеры.

Движение охладителя в зарубашечном тракте в соответствии со стандартной методикой расчета [2] описывалось одномерным стационарным уравнением сохранения внутренней энергии с учетом притока тепла, полученным методом контрольного объема, и одномерным стационарным уравнением неразрывности [3; 4]:

$$\frac{\partial(\dot{m}u)}{\partial x} + qP = 0, \quad (2)$$

$$\rho w F = \dot{m} = const. \quad (3)$$

Здесь:

$u$  – внутренняя энергия жидкости,  $\dot{m}$  – массовый расход охладителя,  $q$  – тепловой поток от наружной стенки камеры в жидкость,  $P$  – периметр камеры,  $\rho$  – плотность охладителя,  $w$  – скорость охладителя,  $F$  – площадь поперечного сечения тракта охлаждения.

Теплообмен между продуктами сгорания в камере и «горячей» стороной

стенки, а также «холодной» стороной стенки и охлаждающей жидкостью, описывался на основании закона Ньютона – Рихмана, где коэффициент теплоотдачи от «холодной» стороны стенки к охлаждающей жидкости определялся на базе эмпирических зависимостей Михеева с учетом оребрения охлаждающего тракта [2; 5], а коэффициент теплоотдачи от продуктов сгорания к «горячей» стороне стенки вычислялся с помощью зависимости Гухмана – Илюхина [2]:

$$\alpha_{ж.р.} = 87.9 \eta_p Z\beta \left( \frac{\dot{m}_{охл}}{F_{охл}} \right)^{0.8} \left( \frac{1}{d_{эке}} \right)^{0.2}, \quad (4)$$

$$\alpha_2 = \frac{0.026 \dot{m}^{0.82} C_p [T_{2.cm}] \mu [T_{2.cm}]^{0.18}}{d^{1.82}} \left( \frac{T_k}{T_{2.cm}} \right)^{0.35}. \quad (5)$$

Здесь:

$\eta_p$  – коэффициент оребрения тракта,  $Z\beta$  – коэффициент, учитывающий физические свойства охладителя,  $d_{эке}$  – эквивалентный диаметр охлаждающего тракта,  $\dot{m}_{охл}$  – массовый расход охладителя,  $F_{охл}$  – площадь поперечного сечения охлаждающего тракта,  $q$  – тепловой поток от продуктов сгорания в стенку камеры,  $\dot{m}$  – массовый расход продуктов сгорания,  $T_{2.cm}$  – температура «горячей» стороны стенки,  $C_p [T_{2.cm}]$  – удельная теплоемкость при постоянном давлении продуктов сгорания, вычисленная при температуре стенки,  $\mu [T_{2.cm}]$  – динамическая вязкость продуктов сгорания, вычисленная при температуре стенки,  $T_k$  – температура торможения в камере сгорания,  $d$  – диаметр камеры сгорания.

Удельная теплоемкость при постоянном давлении и динамическая вязкость продуктов сгорания были вычислены для постоянного, «замороженного» состава продуктов сгорания, соответствующего камере сгорания.

Процесс теплопроводности через стенку рассчитывался с помощью закона Фурье [6]; была учтена зависимость коэффициента теплопроводности от средней температуры стенки. Температура охлаждающей жидкости определялась из решения уравнения энергии. Наружная

стенка камеры предполагалась теплоизолированной от окружающей среды; учитывалась зависимость удельной теплоемкости жидкости от средней температуры в ядре потока [7].

**Метод решения уравнений математической модели.** Для интегрирования системы уравнений (1) был использован метод конечных объемов [8]. Для этого расчетная область была разбита на  $N$  конечных объемов и система уравнений (1) была записана в интегральной форме для каждого из них

$$\frac{\partial \tilde{U}_i \cdot \tilde{F}_i}{\partial t} = -\frac{1}{h_i} \left( \mathbf{E}_{i+1/2} \cdot \mathbf{F}_{i+1/2} - \mathbf{E}_{i-1/2} \cdot \mathbf{F}_{i-1/2} \right) + \tilde{\mathbf{B}}_i \quad (6)$$

Как известно, одним из основных этапов метода контрольного объема есть реконструкция параметров потока по их средним по контрольному объему значениям [9]. В настоящей работе использовалась оригинальная явная полиномиальная компактная реконструкция третьего порядка точности по пространству. В предлагаемом подходе, в отличие от рассмотренного в работе [10], в качестве дополнительных переменных используются не средние в конечном объеме значения производных реконструируемой функции (далее – функции), а значения некоторых дифференциальных операторов этой функции на границах контрольного объема. В качестве таких операторов были выбраны разложения в ряд Тейлора разделенных разностей средних значений функции соответствующего порядка точности.

Ниже приведены расчетные формулы для определения коэффициентов полинома второй степени, что соответствует третьему порядку точности аппроксимации (начало локальной системы координат расположено в центре конечного объема):

$$\left. \begin{aligned} \int_{-h_i/2}^{h_i/2} P_2(x) dx &= \tilde{u}_i h_i \\ \frac{dP_2(x)}{dx} \Big|_{x=\frac{h}{2}} &= \Lambda_{i+1/2}^1(\tilde{u}_i) \\ \frac{dP_2(x)}{dx} \Big|_{x=-\frac{h}{2}} &= \Lambda_{i-1/2}^1(\tilde{u}_i) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Здесь:

$P_2(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2$  – искомым полином,

$\tilde{u}_i = \frac{1}{h_i} \int_{-h_i/2}^{h_i/2} u(x) dx$  – среднее значение

реконструируемой функции,

$\Lambda_{i+1/2}^1(\tilde{u}) = \frac{\tilde{u}_{i+1} - \tilde{u}_i}{0.5(h_i + h_{i+1})}$  – разделённая разность.

После определения коэффициентов полинома значения функции на границах конечного объема определяются по следующим зависимостям:

$$u_{i+1/2}^- = \tilde{u}_i + \frac{h}{6} \left( \Lambda_{i-1/2}^1(\tilde{u}) + 2\Lambda_{i+1/2}^1(\tilde{u}) \right), \quad (8)$$

$$u_{i-1/2}^+ = \tilde{u}_i - \frac{h}{6} \left( 2\Lambda_{i-1/2}^1(\tilde{u}) + \Lambda_{i+1/2}^1(\tilde{u}) \right).$$

Как видно, расчетные формулы являются компактными и явными, что упрощает алгоритм и существенно сокращает время проведения расчетов.

Приведенная процедура реконструкции была использована в следующей методике интегрирования системы уравнений (6) методом конечного объема [10]:

- 1) вычисляются разделенные разности;
- 2) по зависимостям (8) определяются реконструированные значения искоемых функций на границах конечных объемов;
- 3) численные потоки на границах конечных объемов определяются с помощью процедуры Лакса – Фридрихса приближенного решения задачи Римана [10];
- 4) после определения численных потоков система уравнений (6) интегрируется по времени с помощью трехшаговой SSP схемы Рунге – Кутта [11].

$$T_{ж.с.} = T_{ж.с.}^{i+1} + \Delta h \frac{qP}{mC[T_{ж.с.}]}, \quad (9)$$

$$T_{ж.с.}^{n+1} = T_{ж.с.}^n + \frac{qF_{бок}}{\alpha_{ж.р.}}, \quad (10)$$

$$T_{2.с.}^{n+1} = T_{ж.с.}^n + \frac{q\delta}{\lambda[T_{с.с.}^n]}. \quad (11)$$

Для вычисления температуры охладителя осуществлялась дискретизация уравнения сохранения внутренней энергии по явной схеме Эйлера [12]. Таким

образом, были получены следующие расчетные выражения для определения температур жидкости, «холодной» и «горячей» сторон стенки камеры.

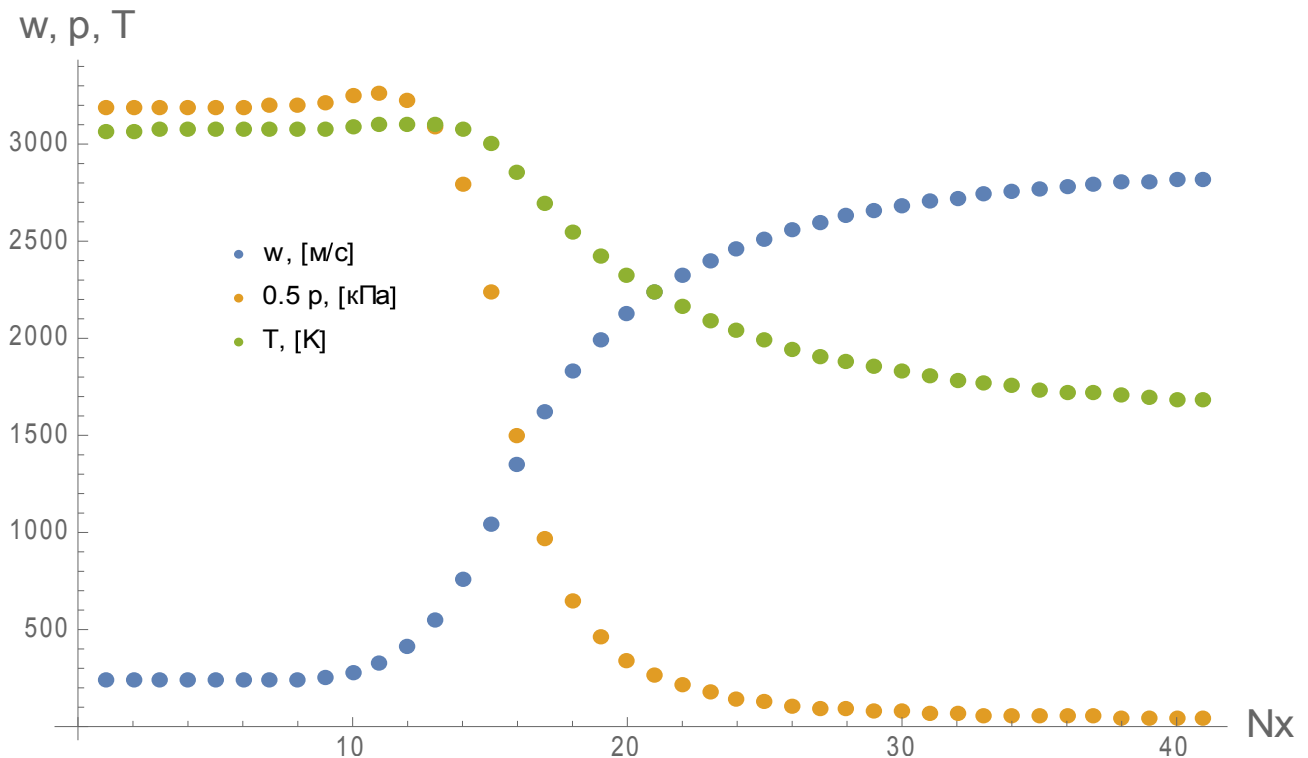


Рис. 1. Распределение газодинамических параметров по длине камеры

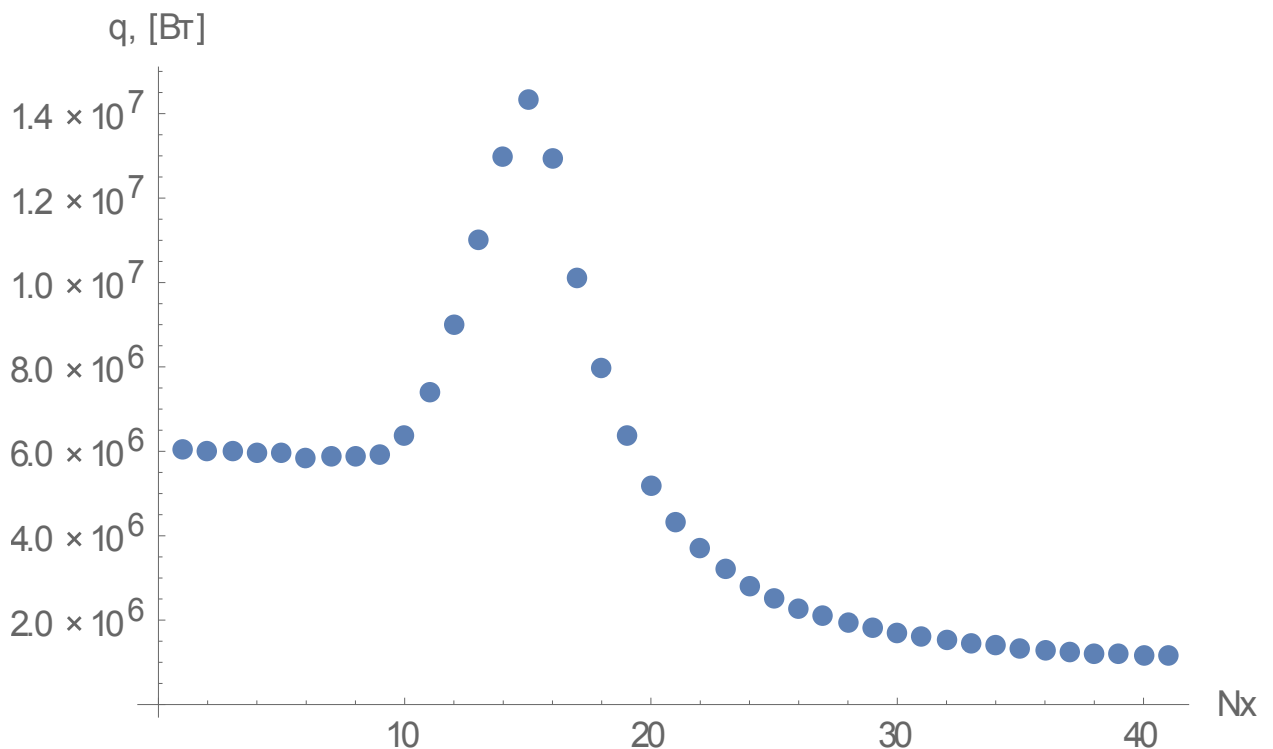


Рис. 2. Распределение удельных тепловых потоков по длине камеры

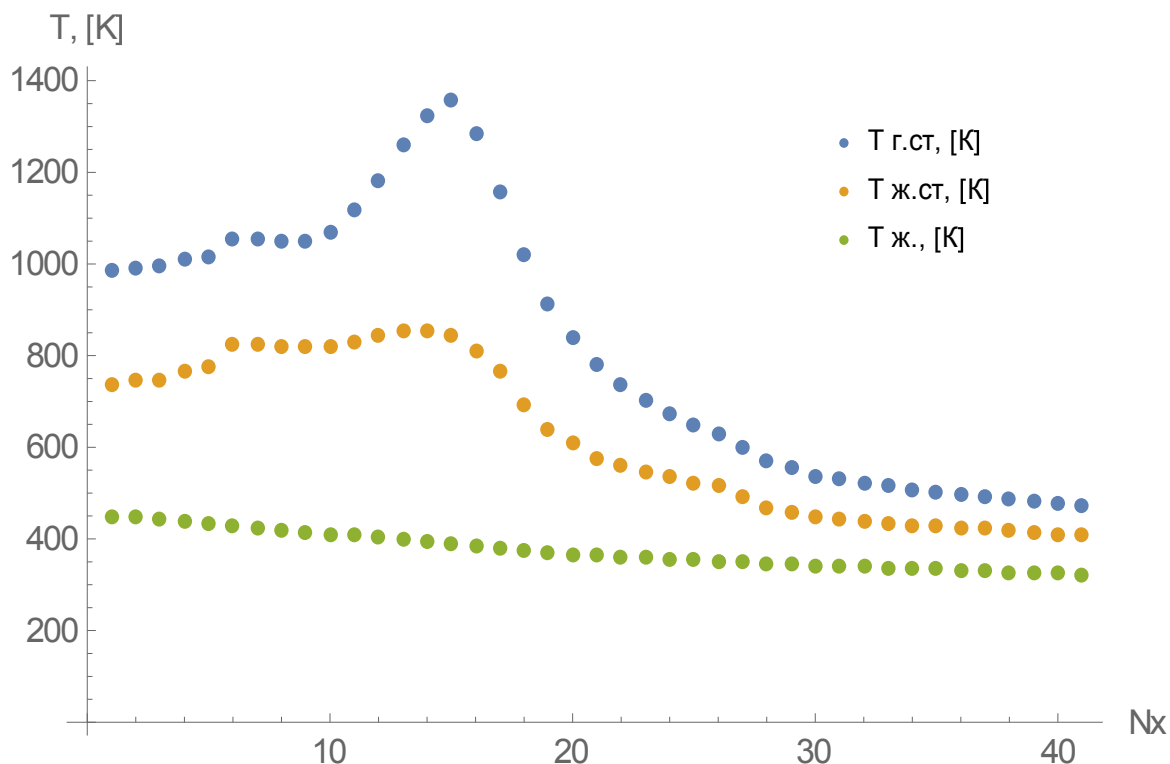


Рис 3. Распределение температур по длине камеры

Здесь:

$T_{ж.i}$  – температура жидкости в  $i$ -м сечении тракта,  $C[T_{ж.ср}]$  – удельная теплоемкость жидкости, как функция средней температуры жидкости,  $\lambda[T_{ст.ср}]$  – коэффициент теплопроводности стенки камеры, как функция средней температуры стенки,  $\dot{m}$  – массовый расход охладителя,  $F_{бок}$  – боковая площадь камеры,  $q$  – тепловой поток от продуктов сгорания в стенку камеры,  $\delta$  – толщина стенки камеры,  $n+1$  – новый шаг по времени,  $T_{г.ст}$  – температура стенки со стороны газа,  $T_{ж.ст}$  – температура стенки со стороны жидкости,  $\alpha_{ж.р.}$  – коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости,  $P$  – периметр камеры.

**Результаты и обсуждение.** Для осуществления численных расчетов камера была разбита по длине на  $N = 40$  конечных объемов равномерным шагом  $\Delta h$ . Шаг по

времени  $\Delta \tau^n$  выбирался в соответствии с условием устойчивости Куранта для  $n$ -й итерации цикла:

$$\Delta \tau^n \leq \varepsilon \frac{\Delta h}{\text{Max}[|w_i^n| + a_i^n]} \quad (12)$$

Здесь:

$w_i$  – скорость потока в  $i$ -м сечении камеры,  $a_i$  – местная скорость звука в  $i$ -м сечении камеры,  $\varepsilon < 1$  – коэффициент запаса устойчивости разностной схемы.

В результате были получены кривые распределения газодинамических параметров, температур охладителя, «горячей» и «холодной» сторон стенки камеры. Для проверки полученных результатов был выполнен расчет охлаждения по стандартной методике [2] с дальнейшим сопоставлением полученных результатов по обеим методикам. Были получены следующие отклонения:

Таблица 1

Расхождения основных параметров, определяемых в расчете охлаждения

Параметр	Среднеинтегральное абсолютное отклонение	Относительное среднеинтегральное отклонение, %
$q$ , [МВт]	1.05	7.07
$T_{ж.ст.}$ , [К]	56.13	6.43
$T_{г.ст.}$ , [К]	88.06	6.47
$T_{ж.}$ , [К]	5.46	1.23

Максимальное расхождение между параметрами наблюдалось в критическом сечении камеры в большую сторону относительно стандартной методики.

**Выводы.** В данной работе приведено численное решение системы одномерных дифференциальных уравнений газовой динамики и теплового баланса для камеры ЖРД. В результате расчета в каждом сечении камеры определены параметры газового потока продуктов сгорания, удельные тепловые потоки, температура стенки камеры и температура жидкого охладителя.

Расхождение со стандартной методикой обусловлено учетом распределения газодинамических параметров по длине камеры сгорания и их влияния на процесс охлаждения. Таким образом, можно сделать вывод, что в данной работе получены более точные результаты по сравнению с расчетом охлаждения, выполненного с помощью стандартной методики.

#### **Библиографические ссылки**

1. Теория ракетных двигателей : учебник для студ. машиностроительных спец. вузов. Под ред. В. П. Глушко, В. Е. Алемасова, А. Ф. Дрегаллина, А. П. Тишина. Москва : Машиностроение, 1980. 533 с.
2. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Москва : Машиностроение, 1968. 396 с.
3. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. Москва : Дрофа, 2003. 840 с.

4. Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В. Теоретическая гидромеханика. В 2-х ч. Ч. 2. Москва : Физматгиз, 1963. 728 с.

5. Васильев А. П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Под ред. В. М. Кудрявцева. Москва : Высш. школа, 1983. 703 с.

6. Михеев М. А. Основы теплопередачи. Москва : Энергия, 1977. 345 с.

7. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. Москва : Наука, 1972. 721 с.

8. Андерсон Д., Таннехил Дж., Плетчер Р. Вычислительная гидромеханика и теплообмен. Пер. с англ. В 2-х т. Т. 1. Москва : Мир, 1990. 384 с.

9. Changqing Hu, Chi-Wang Shu. Weighted Essentially Non-oscillatory Schemes on Triangular Meshes. *Journal of Computational Physics*. Vol. 150. Issue 1. 1999. P. 97–127.

10. Wang, Qian & Ren, Yu-Xin & Lee, Marka (2016). Compact high order finite volume method on unstructured grids I: Basic formulations and one-dimensional schemes. *Journal of Computational Physics*. 314. 10.1016/j.jcp.2016.01.036.

11. Gottlieb S. and Shu C.-W. Total variation diminishing Runge-Kuttaschemes: *Math. Comp.*, 67. 1998. P. 73–85.

12. Калиткин Н. Н. Численные методы. Москва : Наука, 1978. 512 с.

*Надійшла до редколегії 29.05.2018 р.*

УДК 629.7.036.54

## **ПЕРСПЕКТИВНІ НАПРЯМКИ НАУКОВИХ ДОСЛІДЖЕНЬ НА КАФЕДРІ ДВИГУНОБУДУВАННЯ**

**М. О. Катренко, С. Г. Бондаренко, О. В. Сосновська,  
О. Є. Золотько, О. Л. Марченко, С. М. Подольчак**

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро,  
49010, Україна, e-mail: arush@ua.fm*

Подано ретроспективу напрямків наукових досліджень співробітників кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету. Розглянуто історичне становлення та розвиток, здобутки вчених кафедри в галузі ракетного двигунобудування, а також перспективи їх подальших досліджень.

**Ключові слова:** напрямок, перспективи, дослідження, ракетні двигуни, актуальність.

A retrospective of directions of scientific researches of employees of the chair of engine-building of physical-technical faculty is presented. The historical formation and development, achievements of the faculty's scientists in the field of rocket engine construction, as well as prospects for their further research are considered.

**Keywords:** direction, prospects, research, rocket engines, relevance.

Представлена ретроспектива направлений научных исследований сотрудников кафедры двигателестроения физико-технического факультета. Рассмотрены историческое становление и развитие, достижения ученых кафедры в области ракетного двигателестроения, а также перспективы их дальнейших исследований.

**Ключевые слова:** направление, перспективы, исследования, ракетные двигатели, актуальность.

**Вступ.** Співробітники кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету ім. О. Гончара зробили вагомий внесок у досягнення університету в науковій та педагогічній сферах. Багатогранність наукових напрямків у галузі ракетної техніки та отриманих досягнень визначали неординарні діячі науки, історичні особистості.

**Метою досліджень** є стислий аналіз пріоритетних напрямків діяльності наукової школи кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету ім. О. Гончара, їх становлення, історичний розвиток та перспективи міжнародної співпраці, а також пригадати та віддати шану наполегливій праці вчених, які самовіддано працювали на кафедрі двигунобудування.

**Основна частина та обговорення.** На початку 1990-х рр. на кафедрі було створено розвинену високотехнологічну експериментальну базу з дослідження фізики кипіння рідини у діапазоні від криогенних температур до температур кипіння лужних металів. Основна увага приділялася дослідженню мікрохарактеристик пазирчастого кипіння ракетних палив. За допомогою нових теоретичних моделей проводилися розрахунки тепломасообмінних процесів з фазовими переходами у системі живлення рідинного ракетного двигуна. Вагомий науковий внесок у цьому напрямку належить академіку НАН України В.Ф. Пріснякову, професорам В.М. Серебрянському, П.П. Падуну, Ю.В. Морозову, О.В. Січевому, доцентам В.В. Покришкіну, Ю.К. Гонтареву, С.Г. Бондаренку, С.О. Білогурову, О.Є. Золотьку, Н.В. Сітніковій, Ю.В. Наврузову, В.І. Луценку,

В.М. Сідушкіну, Н.О. Носачу, с.н.с. С. В. Ткаченку.

Починаючи з 2000-х рр. співробітники кафедри у плідній співпраці зі співробітниками відділу термогазодинаміки ракетно-космічних двигунів і енергетичних установок Інституту технічної механіки Національної академії наук України, яку очолював видатний учений професор М.Д. Коваленко, приступили до розробки теоретичних основ створення новітнього покоління ракетних та реактивних двигунів, що працюють за детонаційним робочим циклом. Перехід від традиційного циклу з постійним тиском у камері згорання (циклу Брайтона) до детонаційного забезпечує максимальну термодинамічну ефективність, значний вигреш у льотно-технічних характеристиках та високу ступінь конструктивної досконалості перспективних двигунних установок [10]. За останні майже п'ятнадцять років вирішено ряд принципів науково-технічних задач, створено проблемно-орієнтований пакет комп'ютерних прикладних програм, який дозволяє проводити обчислювально-експериментальні дослідження визначальних параметрів детонаційних двигунів та механізмів керування високошвидкісними потоками продуктів детонації.

Актуальність досліджень імпульсного детонаційного двигуна з ежекторним підсилювачем тяги визначається доведеною можливістю істотного поліпшення характеристик двигунної установки імпульсної (періодичної) дії за рахунок використання в якості приєднаної маси атмосферного повітря. Розробка конструкції детонаційного двигуна з ежектором є одним із пріоритетних напрямків розвитку ракетно-космічного двигунобудування.

Завдяки невеликим габаритам, простоті конструкції та іншим перевагам ежекторні пристрої отримали розповсюдження в різних галузях промисловості. Детально розглянуто конструктивні схеми одноступінчастих, багатоступінчастих, багатосоплових, вихрових та інших ежекторів. Проведено порівняльний аналіз та визначено основні переваги та недоліки ежекторів різних схем. Вирішено задачу вибору оптимального ежектора для детонаційної камери імпульсного двигуна. Між реактивним струменем, що витікає з камери двигуна, та потоком повітря, що проходить через ежектор, відбувається обмін кількістю руху.

Існує оптимальна швидкість польоту  $M_\infty$ , при якій можливості ежекторного сопла реалізуються в повному обсязі. Вплив конструктивних параметрів і режимних факторів на імпульсні характеристики детонаційного двигуна з ежектором досліджено методом обчислювального експерименту. Підвищення імпульсних характеристик обумовлено взаємодією потоку продуктів детонації зі стінками ежектору та збільшенням часу перебування продуктів детонації в проточній частині двигуна.

Нестаціонарний ежектор здатний продукувати збільшення тяги у порівнянні з традиційним стаціонарним. Завдяки високій ефективності процесу передачі енергії первинним потоком вторинному в процесі його взаємодії з вихровими структурами, які виникають за лідируючою ударною хвилею, посилюються характеристики нестаціонарного ежектора. При дифракції ударної хвилі на виході з детонаційної камери утворюються нестаціонарні обертові вихрові кільця.

Досліджено оптимальне розміщення ежектора відносно камери детонаційного двигуна для досягнення максимального значення збільшення коефіцієнта підсилення тяги. Найбільшою мірою впливають на величину питомого імпульсу тяги двигуна геометричні параметри ежектора. Дослідження показують, що характеристики ежектора чутливі до осьового положення вхідного пристрою

ежектора щодо вихідного перетину детонаційної камери двигуна, при осьовому зміщенні ежектора вниз за течією потоку він забезпечує значно кращі характеристики, ніж у разі його зміщення вгору за течією [15].

Окрім інших переваг, використання ежектора позитивно впливає на зниження шуму двигунної установки та дозволяє зменшити забруднення навколишнього середовища. Перспективи подальших досліджень пов'язані з вивченням та оцінкою імпульсної детонації з використанням альтернативних видів палива, оскільки останнім часом основна увага наукової спільноти приділяється екологічній безпеці навколишнього середовища.

Важливим напрямком наукової діяльності кафедри двигунобудування, з урахуванням потреб базових підприємств є галузь систем постачання компонентів палива ракетних двигунів. Біля витоків наукової школи теорії та проектування агрегатів систем постачання компонентів палива ракетних двигунів на кафедрі двигунобудування були доценти Ю.В. Дронов, В.І. Місюра. Ю.В. Дронов, випускник Казанського авіаційного інституту, за свій виробничий, науковий та педагогічний шлях на кафедрі створив лабораторію лопатевих машин, яка з 1976 р. була перейменована у лабораторію теплосилових установок, де проводилися дослідження суміщених систем постачання і розпилу рідин у РРД і теплогенераторах, розроблялися нові технічні рішення на основі експериментальних і теоретичних досліджень робочих характеристик пористих розпилювачів, лопатевих насосів, експериментальні дослідження космічних мікронасосів для систем життєзабезпечення космічних апаратів [14]. Ю.В. Дронов опублікував багато наукових статей, він є автором важливих методичних праць у галузі проектування турбонасосних агрегатів РРД та систем постачання палива. Вагомий внесок у наукові дослідження в цій галузі вніс В.І. Місюра, співавтор монографії разом з Б.В. Овсянніковим, В.Ф. Прісняковим по дискових насосах, яка і по нинішній час є майже єдиною

фундаментальною роботою по цій тематиці. Важливість дослідження течії рідини у гідравлічних машинах тертя, дослідження кавітаційних властивостей відцентрових насосів тертя довели їх високі технічні характеристики, розкрили нові області їх використання в ракетно-космічній і других видах техніки [14; 13]. В.І. Місюра у творчій співдружності з Ю.В. Дроновим були науковими наставниками багатьох вчених, які надалі працювали на кафедрі двигунобудування, серед яких доц. Г.А. Горбенко, М.О. Катренко, провідний науковий співробітник А.А. Панченко та інші.

Доцент Г.А. Горбенко закінчила Дніпропетровський державний університет, має величезний технічний досвід проектування насосних систем у ДКБ «Південне», займалася підготовкою спеціалістів у галузі двигунобудування. Г.А. Горбенко відомий спеціаліст у проектуванні, випробуваннях вихрових насосів, систем постачання компонентів палива ракетних двигунів, має наукові розробки та публікації, вона є автором методичних та довідкових робіт, які використовуються в навчальному процесі на кафедрі двигунобудування.

Створенням матеріально-технічної бази для організації якісного навчання, та наукових досліджень у галузі агрегатів систем постачання займався провідний науковий співробітник А.А. Панченко. У співавторстві з академіком В.Ф. Прісняковим, доцентом Ю.В. Дроновим проводив дослідження енергетичних установок на рідких металах, відцентрових насосів з пористими кільцями, в результаті чого отримав унікальні технічні результати, які втілилися в наукових статтях, доповідях та охоронних документах. За його участі створено лабораторні установки для дослідження характеристик та процесів у насосах різноманітних типів. А.А. Панченко займався питаннями проектування не тільки двигунів та двигунних установок, а і теплоенергетичних установок, теплообмінників, компресорів, спецконструкцій, систем постачання. Під його керівництвом на створеній експериментальній базі було проведено експериментальні дослідження

щіткових ущільнень, результати яких було використано на АТ «Мотор Січ». А.А. Панченко є автором багатьох авторських свідоцтв, наукових робіт, які мають велике практичне значення в галузі ракетної техніки та народного господарства. Дослідження процесів в агрегатах для отримання газопарових середовищ та розробка й виготовлення теплогенераторів для промислових потреб, що працюють як на твердому, так і на газоподібному паливі, під керівництвом А.А. Панченка, у промислових умовах на деяких підприємствах будівельної індустрії, підприємств, що спеціалізуються на переробці сільськогосподарської продукції, довело їх економічність, необхідність та заповнило область теплоенергетичного устаткування на вторинних ресурсах.

Проблемою надійності ракетних двигунів на кафедрі двигунобудування почали займатися майже з початку її заснування, так як у той час на кафедрі працювало багато співробітників ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля». Але засновником наукового напрямку «Теорія надійності ракетних двигунів на рідкому паливі» можна повною мірою вважати професора кафедри двигунобудування Людмилу Володимирівну Пронь. Адже саме група співробітників ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля», до якої входила і Людмила Володимирівна, вперше провела розрахунки по наближенню умов стендових випробувань до льотних та по установленню причин виникнення відмов ракетного двигуна під час випробувань. У подальшому, вже працюючи на кафедрі, Л.В. Пронь продовжила дослідження по експериментальному відпрацюванню РД на рідкому паливі. По даній тематиці було укладено договори про співпрацю між ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» та університетом, за результатами яких було випущено декілька технічних звітів та дві монографії «Теоретические основы экспериментальной отработки ЖРД» та «Летные испытания ЖРД», співавтором яких є Людмила Володимирівна.

Пізніше до наукових досліджень з надійності ракетних двигунів приєднався



старший викладач кафедри С.М. Подольчак, який за договором про співпрацю між університетом та ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля» почав займатися дослідженнями випробувань РД на надійність. Тісна співпраця Л.В. Пронь та С.М. Подольчака дала можливість впровадити результати своїх досліджень у навчальний процес для підготовки майбутніх фахівців у ракетно-космічній галузі. Було видано ряд навчальних посібників: «Методологічні основи випробувань ракетних двигунів», «Засоби вимірювань під час випробувань ракетних двигунів» та «Основи теорії надійності ракетних двигунів».

Було проведено дослідження по взаємодії системи аварійного захисту (САЗ) й ракетного двигуна при стендових випробуваннях з точки зору доцільності використання САЗ залежно від рівня надійності ракетного двигуна [6]. Також проведено аналіз ефективності існуючих програм випробувань РД на надійність та проведено структурний аналіз програми прискорених випробувань РД на надійність [8].

У теперішній час дослідження проблем надійності ракетних двигунів за результатами випробувань на кафедрі двигунобудування продовжуються у тісній співпраці з ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля». За даною тематикою опубліковано понад 20 наукових статей та технічних звітів. Дана тема була виділена в окремі розділи двох держбюджетних тем, які вела кафедра в останні роки.

Поява разом з ракетною та атомною технікою різноманітних систем з високою енергонапруженістю найчастіше унеможливає застосування теплоносія без зміни його агрегатного стану. Зважаючи на тенденції та перспективи розвитку вищезгаданих пристроїв, процеси кипіння, а також використання двофазних теплоносіїв виглядають досить актуально, а в деяких випадках як єдиний варіант переносу великої кількості теплової енергії.

Також слід зазначити, що при роботі високоенергетичних пристроїв можлива поява коливань і вібрацій. Проведені співробітниками кафедри дослідження

показують, що наявність вібрацій значно впливає на поведінку двофазних теплоносіїв. Вібраюча поверхня теплообміну призводить до значного збільшення коефіцієнта тепловіддачі, що може бути використано для інтенсифікації процесів теплообміну.

Основною метою досліджень у цій області є вивчення можливості створення двигунів без традиційної схеми охолодження шляхом безпосереднього контакту з паливом у баці, так званий «утоплений двигун». Перші дослідження впливу вібрацій на процеси кипіння проводилися в рамках співробітництва між ДНУ ім. О. Гончара й Інститутом геотехнічної механіки ім. Н.С. Полякова НАН України у відділі високо-температурної техніки співробітника -ми кафедри Ю.В. Наврузовим, П.В. Мамонтовим і А.В. Стойчевим під керівництвом академіка В.Ф. Пріснякова. Дослідження тривають і на цей час співробітником кафедри О.Л. Марченко під керівництвом проф. В.О. Габрінця. Результати будуть представлені в дисертаційній роботі [7].

Дослідження впливу вібрацій на тепломасообмінні процеси не обмежується тільки ракетною технікою. Так, співробітниками кафедри в результаті експериментальних досліджень доведено істотний вплив вібрацій на процеси кипіння, випару, конденсації, а також руху теплоносія в пористих каналах теплових труб. Даний напрямок є перспективним, оскільки теплові трубки знаходять все більше застосування в електронних пристроях, космічних літальних апаратах та в області відновлюваної енергетики [23].

На даний момент в ракетній техніці лідируючі позиції займають рідинні ракетні двигуни (РРД) та твердопаливні ракетні двигуни (РДТП). Вони мають свої переваги і недоліки. Такою собі проміжною ланкою є ракетні двигуни на пастоподібному паливі (РДПП). Такі двигуни не варто недооцінювати, адже вони мають ряд переваг перед РРД і РДТП. Ці переваги дозволяють РДПП виконувати завдання, недоступні для двигунів на інших видах палива.

РДПП запозичує від РДТП простоту конструкції, технологічність, унітарність палива, а також більш високу питому вагу палива, ніж у рідких палив, відповідно і баки у такого двигуна будуть менше. Від РРД РДПП запозичили багаторазовість запусків, заповнення всього вільного об'єму баків паливом, поліпшені габаритно-масові характеристики. А найголовнішою перевагою РДПП є глибоке дроселювання (десятикратне і більше), при цьому регулювати тягу в такому двигуні набагато простіше, ніж у РРД, тому що якість (повнота) згорання паливної пасти не залежить від умов її надходження в камеру згорання і не змінюється при регулюванні тяги двигуна в широкому діапазоні.

Пастоподібні палива (ПП) – це незатверділі гетерогенні системи, що складаються з високомолекулярної зв'язки, пластифікатора як пального і твердих дисперсних частинок як окислювача. ПП – це паливна паста, що складається з основних компонентів сучасних сумішевих (модифікованих) ракетних палив, які перемішані в заводських умовах на етапі виготовлення без добавки компонентів, що забезпечують затвердіння паливної пасти. Вважається, що одним з переваг виробництва такого палива є те, що воно базується на використанні відпрацьованих технологій спорядження РДТП. Вони не течуть у звичайних умовах, але під впливом зовнішнього навантаження (при перепаді тиску) ПП стають текучими, а при знятті останнього вони знову набувають початкового стану. ПП належить до ньютонівських рідин, які мають мале граничне напруження зсуву, але як рідини приймають форму тієї посудини, де вони знаходяться.

ПП – це унітарні монопалива, що містять в одному об'ємі (в баку) одночасно і пальні, і окисні елементи. Через їх значно більшу в'язкість у порівнянні зі звичайними ньютонівськими рідинами їх витратні характеристики підпорядковуються іншим залежностям, відмінним від аналогічних характеристик штатних компонентів сучасних РРД. Порівняно висока в'язкість, здатність продавлюватися по каналах складної форми, седиментаційна стійкість

ПП при наявності твердих дисперсних частинок, можливість легко варіювати компонентним складом паливних композицій дозволяє більш простими способами вирішувати питання щодо підвищення швидкості горіння, питомого імпульсу, густини ПП, дроселювання тяги.

В Україні в ДП «КБ «Південне» ім. М.К. Янгеля» в 1975 році, після безуспішних спроб організувати регулювання і багаторазове включення РДТП, було розпочато роботи зі створення ракетного двигуна на пастоподібному паливі, для заміни РРД на верхніх ступенях твердопаливних ракет. Роботи велися з ініціативи А. І. Сердюка та за підтримки головного конструктора РДТП В.І. Кукушкіна. Проектно-конструкторські роботи і проведення випробувань РДПП проводилися А. М. Іванченком. Розробка пастоподібних палив і організація випробувань проводилося в НВО "Алтай" (Алтайський край, РФ) під керівництвом Тамари Войнаровської.

У Дніпропетровському державному університеті наукові дослідження ракетних двигунів на пастоподібному паливі проводили на кафедрах теплотехніки (нині кафедра двигунобудування), технічної механіки, тепломасообміну та прикладної газової динаміки. За цією тематикою було захищено кандидатську дисертацію інженером Л.В. Лебедінською (наукові керівники – д.т.н., проф. М.І. Дупліщев та к.т.н. А.І. Сердюк). У 90-ті роки на кафедрі хімії та хімічної технології високомолекулярних сполук к.х.н., доцентами О.Ф. Курочкіним та О.Б. Суровцевим зі студентами досліджувалися реологічні властивості ньютонівських рідин на прикладі пастоподібних ракетних палив.

З 2006 по 2007 рр. виконувався договір № 1259 про науково-технічне співробітництво між Дніпропетровським національним університетом та ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» за темою «Дослідження принципів створення, балістичної та техніко-економічної ефективності ступенів РН та КА з двигунами, що використовують ньютонівські рідини як компоненти

палива». В рамках даного договору на кафедрі двигунобудування та в НДІ енергетики ДНУ к.т.н., доц. С.Г. Бондаренком, к.т.н., с.н.с. П.Г. Хорольським та провідними інженерами А.М. Іванченком та Л.В. Адамчик при участі студентів проводилися проектні дослідження ракетних двигунів різного призначення з примусовим постачанням у камеру згоряння пастоподібного палива.

У період з 2008 по 2010 р. виконувався міжнародний регулярний проект Українського науково-технологічного центру (УНТЦ) № 4049 за темою «Двигунні установки на унітарному пастоподібному паливі для ступенів РН і КА». Цей проект успішно пройшов конкурсний відбір та фінансувався Єврокомісією при підтримці закордонних партнерів: Surrey Satellite Technologies Ltd., United Kingdom; MT Aerospace, Germany; Inden Cons Beratungand Consulting, Germany. Організації-учасники проекту – Дніпропетровський національний університет (координуюча організація); Державне підприємство "НВО "Павлоградський хімічний завод"; приватне підприємство "СТАНДАРД" (підрозділ „Лабораторія перспективних ракетних двигунів”). Керівник проекту – к.т.н. С.Г. Бондаренко. Від ДНУ в даному проекті взяли активну участь: кандидати наук, доценти: М.В. Масляний, Д.В. Майданюк, А.Ю. Дреус, В.І. Єлісеєв, В.І. Липовський, О.Ф. Курочкін, О.Б. Суровцев, П.Г. Хорольський, С.Ф. Лягушин, Ю.М. Мелікаєв, д.т.н., професори: М.Д. Коваленко, Г.О. Стрельников, науковий співробітник В.П. Бабицький та технік А.І. Степченко.

Роботи за проектом УНТЦ № 4049 були проектно-конструкторського, дослідно-аналітичного і експериментального напрямку та проведені з метою визначення ефективності ракетних двигунних установок на пастоподібному паливі при використанні їх тільки у космічній галузі в якості маршових, розгінних, маневрових та інших двигунних установок ракет-носіїв і космічних апаратів.

В результаті виконання проекту було одержано такі основні науково-технічні результати: вперше запропоновано методологію розрахунків та проектування нових типів ракетних двигунних установок, проведено проектно-розрахункові аналітичні дослідження, на базі яких запропоновано декілька нових конструктивно-компонувальних схем ракетних двигунних установок на пастоподібному паливі (РДУПП) з тягою від 40 до 80000 Н, з можливістю їх глибокого дроселювання та багаторазовим вмиканням, спроектовано дві базові РДУПП з тягою 3 та 80 кН, визначено можливі галузі застосування РДУПП (ракети-носії, орбітальні розгінні блоки, космічні апарати, апарати для посадки на поверхню планет та Місяць, суборбітальні апарати, системи аварійного порятунку космічних кораблів та інші), розроблено та випробувано декілька композицій низько- та високо-температурних пастоподібних палив, для підтвердження основних проектних технічних рішень розроблено, виготовлено та проведено холодні та вогневі стендові випробування дослідного зразка (моделі) РДУПП, більшість прийнятих технічних рішень підтверджено вогневими випробуваннями.

Такі двигуни (РДПП) можуть знайти широке застосування в якості маршових двигунів для верхніх ступенів ракет-носіїв, добре проявлять себе в якості двигунів маневрування, а також як двигуни м'якої посадки космічних апаратів. Застосування РДПП з можливістю багаторазового запуску в якості виконавчих органів системи управління під час вирішення низки завдань дозволяє зменшити габаритно-масові характеристики космічних розгінних блоків або космічних апаратів, а також дозволить збільшити точність виведення КА на орбіту. Але найбільш якісно вони проявлять себе як двигуни маневрування і стикування в космосі. У такому амплуа їх можна застосовувати на космічних кораблях, які використовуються для збору космічного сміття, тобто там, де потрібна велика кількість точних маневрів.

Таким чином, на сьогодні в Україні створено унікальний науково-технічний доробок, який достатній для розробки низки нових ракетних двигунних установок різного призначення. У зв'язку з цим є повні підстави вважати роботи на Дніпропетровщині зі створення регульованих РДУПП як новий напрямок у світовому ракетному двигунобудуванні. Основні результати робіт за даним напрямком опубліковані в [1–5; 9; 11; 12; 16–22; 24; 25].

**Висновки.** Кафедра двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету ім. О. Гончара за більш як шість десятиліть свого існування, окрім підготовки тисяч висококласних спеціалістів для ракетно-космічної галузі, оборонної промисловості, енергетики та інших напрямків народного господарства, відома своїми науковими школами, фундаментальними та прикладними науковими дослідженнями на теренах багатьох країн світу. Співробітниками кафедри двигунобудування проводяться актуальні та перспективні наукові дослідження в галузі ракетно-космічної техніки та енергетики, в тому числі: рідинних, твердопаливних, детонаційних, пастоподібних, комбінованих ракетних двигунів, їх систем постачання палива, надійності, випробувань та тепломасообмінних процесів з фазовими перетвореннями палив та робочих тіл.

#### **Бібліографічні посилання**

1. Бондаренко С.Г., Петренко Р.М., Сердюк А.І. Екологічно чисте пастоподібне паливо та перспективи його застосування в ракетно-космічній техніці. *Проблеми высокотемпературной техники*. Днепропетровск : Акцент ПП, 2014. С. 20–32.

2. Бондаренко С.Г., Хорольський П.Г., Адамчик Л.В. К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дросселированием. *Авиационно-космическая техника и технология*. Харьков : НАУ «ХАИ». 2008. № 7(54). С. 148–150.

3. Бондаренко С.Г., Коваленко Н.Д. Особенности отработки высотных ракетных двигательных установок

пастообразного топлива с регулируемым вектором тяги. *Авиационно-космическая техника и технология*. Харьков : НАУ «ХАИ». 2010. № 4/71. С. 84–90.

4. Бондаренко С.Г., Дронь М.М., Дубовик Л.Г. Ракетні двигунні установки міжорбітальних транспортних апаратів в умовах запобігання засміченню навколоземного простору. Дніпро : Вид-во Ліра, 2016. 232 с.

5. Бондаренко С.Г., Габрінець В.А. Эффективность применения гидрида алюминия для ракетно-космических двигателей на пастообразном топливе. *Авиационно-космическая техника и технология*. Харьков : НАУ «ХАИ», 2015. № 4(121). С. 96–103.

6. Габрінець В.О., Подольчак С.М. Вероятностный анализ взаимодействия системы аварийной защиты и ракетного двигателя при стендовых испытаниях. *Проблемы высокотемпературной техники*: сб. науч. тр. Днепропетровск : Пороги, 2013. С. 25–31.

7. Габрінець В.А., Марченко О.Л. Влияние вибраций на гидродинамические процессы двухфазного потока в трактах ЖРД. *Проблемы высокотемпературной техники*: сб. науч. тр. Днепропетровськ, Акцент ПП, 2014. С. 37–42.

8. Габрінець В.О., Подольчак С.М. Оценка эффективности выбранной программы ускоренных испытаний. *Авиационно-космическая техника и технология*: научно-техн. журнал. Харьков : ХАИ. 2015. № 1 (118). С. 103–107.

9. Дронь М.М., Хорольський П.Г., Хитко А.В., Бондаренко С.Г., Безуглий В.А., Дубовик Л.Г. Технічні засоби для очищення навколоземного простору від космічного сміття : навч. посіб. Дніпропетровськ : Вид-во Ліра, 2013. 128 с.

10. Золотко О.Є., Коваленко М.Д., Стрельников Г.О., Мороз Ю.І., Золотко О.В., Сосновська О.В. Аналіз впливу параметрів зовнішнього середовища на імпульсні характеристики детонаційного двигуна. *Проблеми высокотемпературной техники*. Дніпропетровськ : Вид-во ДНУ, 2014. С. 79–87.

11. Іванченко А.М. Особливості ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі. *Космічна наука і технологія*. 1999. Т 5. № 4. С. 1–10.
12. Майданюк Д.В., Бондаренко С.Г., Іванченко А.Н., Павленко Д.В. Аналіз ефективності застосування маршевої двигательної установки на унітарному пастообразному топливе на верхніх ступенях ракет-носітелей легкого класу. *Авиационно-космическая техника и технология*. Харків : НАУ ХАИ, 2009. № 9/66. С. 95–99.
13. Мисюра В.И., Овсянников Б.В., Присняков В.Ф. Дисковые насосы. Москва : Машиностроение, 1986. 112 с.
14. Секретний підрозділ галузі: Нариси історії фізико-технічного інституту Дніпропетровського національного університету / Редкол. М. В. Поляков (керівник). Дніпропетровськ : Вид-во Дніпропетр. ун-ту, 2001. 376 с. ISBN 966-551-075-4.
15. Сосновська О.В., Золотько О.Є., Мороз Ю.І., Золотько О.В. Аналіз впливу конструктивних параметрів ежекторного сопла на характеристики детонаційного двигуна. *Механіка гіроскопічних систем*. Вип.30. Київ, 2015. С. 62–72.
16. Трунов И.А., Іванченко А.Н., Бондаренко С.Г. О возможности использования пастообразного топлива в ракетных двигательных установках различного назначения. *Вісник Дніпропетровського університету*. Серія «Ракетно-космічна техніка». 2005. Вип. 16, № 8. С. 87–91.
17. Хорольский П.Г., Бондаренко С.Г. Оценка эффективности одного варианта применения глубокого гибкого регулирования тяги для выведения полезной загрузки. *Вестник двигателестроения*. Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2010. № 2. С. 79–81.
18. Якушенко В.Г., Майданюк Д.В., Бондаренко С.Г. Дослідження масової ефективності використання двигунної установки на унітарному пастоподібному паливі на верхній ступені ракети-носія «Циклон-4». *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. Дніпропетровськ : Вид-во Ліра, 2015. Т. XIX. С. 178–183.
19. Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Experimental investigation of paste-like propellant and results of PRM fire tests (IAC-10.C4.1.9) [Text] / S.G. Bondarenko, V.I. Eliseev, Yu.V. Protsan, N.V. Masliany, E.B. Ustimenko, T.A. Mayorskaya, V.P. Babitskiy, A.F. Kurochkin, S.F. Lyagushyn, L.I. Podkamennaya, A.B. Surovtsev, A.A. Golenko, N.K. Savytskaya, A.I. Stepchenko, A.I. Serdyuk. Proc. of 61-th International Astronautical Congress, 27 September – 1 October 2010. Prague, Czech Republic. Prague, 2010. 27 p.
20. Slurry-propellant rocket propulsion. New design solutions for displacing gas-generator and reliable multistart / S.G. Bondarenko, A.I. Serdyuk, Yu.V. Protsan, M.D. Kovalenko, G.O. Strel'nikov. Proc. of 63-rh International Astronautical Congress, 1–5 October 2012. Naples, Italy. Naples, 2012. 9 p.
21. The investigation of thermal and gas dynamic processes in the combustion chamber of the rocket engine using slurry fuel / Sergii Bondarenko, Andrii Dreus, Katerina Lysenko. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G: *Journal of Aerospace Engineering*. 2017. First published date: April-11-2017. 8 p.
22. Deep Regulation and Reusable Rocket Propulsion Using Premixed Slurry Propellant. A.M. Ivanchenko, S.G. Bondarenko, Y.V. Protsan, Sh.A. Wilson. *Journal of Propulsion and Power*. 2012. Vol. 28. No. 5. P. 869–875.
23. About the complex influence of vibrations and gravitational fields on serviceability of heat pipes in composition of space-rocket systems / K. Prisniakov, O. Marchenko, Y. Melikaev, V. Kravetz, Y. Nikolaenko, V. Prisniakov. *Acta Astronautica*. 2004. Т. 55. №. 3–9. С. 509–518.
24. Rodrigo C.G., Бондаренко С.Г. Дросселируемый ракетный двигатель на пастообразном топливе для космического аппарата. *Вісник Дніпропетровського університету*. Серія: «Ракетно-космічна

техніка». 2012. Т. 20. № 4. Вип. 16. Т. 2. С. 3–14.

25. Serdyuk A.I., Protsan Yu.V., Bondarenko S.G. Slurry-propellant rocket propulsion. Eco-safety and new power opportunities. Tests of new propellants (IAC-

2013, C4.3,11). Proc. of 64-th International Astronautical Congress, 23–27 September 2013, Beijing, China. – Beijing, 2013. 9 p.

*Надійшла до редколегії 06.07.2018 р.*

УДК 629.76.071.08

## **РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ НЕЙТРАЛИЗАЦИИ СОРБЕНТА, ЗАГРЯЗНЕННОГО ПАРАМИ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА**

С.А. Кудринский, Г.Л. Поздеев, Л.В. Муравлева, Т.В. Гуназа  
*Государственное предприятие «КБ «Южное», ул. Криворожская, 3, г. Днепр, 49008, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com*

Розглянуто питання нейтралізації твердих відходів – сорбенту, насиченого парами висококиплячих компонентів ракетного палива (тетраоксид діазоту – окислювач, несиметричний диметилгідрозин – паливо). Експериментально перевірено відомі і розроблені оригінальні методи нейтралізації сорбенту, забрудненого парами компонентів ракетного палива. Представлено результати стендових випробувань методів нейтралізації.

**Ключові слова:** сорбент, нейтралізація, методи нейтралізації, компоненти ракетного палива.

The paper discusses the issues for neutralization of solid waste – sorbent saturated with vapors of high-boiling propellants (dinitrogen tetraoxide – oxidizer, nonsymmetrical dimethylhydrazine – fuel). The original methods of neutralizing the sorbent, contaminated with vapors of propellants, have been developed and the known methods have been experimentally checked. The neutralization methods bench test results have been presented.

**Keywords:** sorbent, neutralization, neutralization methods, propellants.

В работе рассмотрены вопросы нейтрализации твердых отходов – сорбента, насыщенного парами высококипящих компонентов ракетного топлива (тетраоксид азота – окислитель, несимметричный диметилгидразин – горючее). Экспериментально проверены известные и разработаны оригинальные методы нейтрализации сорбента, загрязненного парами компонентов ракетного топлива. Показаны результаты стендовых испытаний методов нейтрализации.

**Ключевые слова:** сорбент, нейтрализация, методы нейтрализации, компоненты ракетного топлива.

**Введение.** В составе систем, агрегатов и средств нейтрализации паров и промстоков токсичных высококипящих компонентов ракетного топлива КРТ (тетраокси азота – окислитель, несимметричный диметилгидразин – горючее) наземного комплекса применяются «кассетные» и «полочные» фильтры-поглотители для нейтрализации и обезвреживания паров и дренажных газов КРТ до предельно допустимых концентраций (ПДК). В фильтрах-поглотителях используется наполнитель – сорбент, который представляет собой вещество на основе активированного угля, имеющее пористую структуру, обладающую способностью хорошо адсорбировать пары КРТ [1].

**Постановка задачи.** После насыщения парами КРТ сорбент подлежит нейтрализации и последующей утилизации. Для реализации указанной задачи поставлена цель отработки существующих химических и физических методов нейтрализации сорбента, а также последующей утилизации в условиях космодрома.

**Экспериментальная часть.** На стендах ГП «КБ «Южное» проводились работы по нейтрализации сорбента, загрязненного окислителем и горючим, с использованием как физического (жидкостного) [2], так и химического методов [3].

При нейтрализации сорбента, загрязненного окислителем, сорбент

засыпался в емкость, заливался теплой водой (30–40 °С) и перемешивался в течение 10 мин., после чего замерялась кислотность раствора (водородный показатель pH). Затем добавлялась 3%-ная или 10%-ная перекись водорода (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>). Этот раствор выдерживался 60 или 30 мин., в зависимости от концентрации используемой перекиси водорода. Далее в раствор добавлялся кристаллический карбонат аммония ((NH<sub>4</sub>)<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>) или 5%-ный раствор аммиака, раствор выдерживался в течение 120 мин. Весь процесс проходил с периодическим перемешиванием раствора.

На 100 мл нейтрализуемого сорбента использовалось 600 мл воды, 15 мл перекиси водорода и 36 г карбоната аммония или 380 мл 5%-го раствора аммиака. Затем раствор сливался через фильтр, а сорбент промывался 2–3 раза водой объемом 600 мл. Перед сливом раствора и после каждой промывки отбиралась проба раствора для проведения анализа на содержание нитритов (NO<sub>2</sub>) и нитратов (NO<sub>3</sub>) (испытания № 1, № 2, № 3).

Также была проведена нейтрализация сорбента только водой (испытания № 4 и № 5) и водой с перекисью водорода (испытания № 6). Результаты анализов приведены в табл. 1.

При нейтрализации сорбента, загрязненного горючим, сорбент засыпался в емкость и заливался раствором уксусной или щавелевой кислоты. Первый образец сорбента обрабатывался 1%-ным раствором уксусной кислоты, второй образец – 1%-ным щавелевой кислоты, третий и четвертый – 5%-ным и 10%-ным раствором уксусной кислоты соответственно. Затем каждый образец выдерживался в растворе кислоты 2 часа с периодическим перемешиванием. После этого раствор сливался, а сорбент промывался водой три раза. После каждой промывки отбиралась проба воды для проведения анализа на содержание в воде горючего. Результаты анализов приведены в табл. 2.

В связи с тем, что концентрация горючего в воде после промывки для всех образцов превышала ПДК, было решено

провести еще один цикл нейтрализации с использованием более концентрированного раствора кислоты и с промывкой большим количеством воды. Первый образец сорбента (100 мл) заливался 5%-ным раствором уксусной кислоты (600 мл) и промывался 3 раза водой объемом 600 мл. Второй образец сорбента (100 мл) заливался 5%-ным раствором щавелевой кислоты (700 мл) и промывался 3 раза водой также объемом 700 мл. Третий и четвертый образцы, ввиду незначительного отличия в концентрациях горючего в воде, после промывок были объединены в один образец, который заливался 10%-ным раствором уксусной кислоты (500 мл) и промывался 3 раза водой объемом 500 мл. После каждой промывки, как и в предыдущем цикле, отбиралась проба воды для проведения анализа на содержание в воде горючего. Результаты анализов приведены в табл. 3.

Анализ полученных результатов (табл. 1, 2, 3) показывает, что применение жидкостного и химического методов для нейтрализации сорбента, загрязненного окислителем, дает возможность достижения ПДК окислителя в промстоках (табл. 1), использование тех же методов для нейтрализации сорбента, загрязненного горючим, является недостаточным для достижения ПДК горючего в промстоках (табл. 2 и 3).

Для нейтрализации сорбента, загрязненного горючим, был разработан оригинальный комбинированный метод, состоящий в том, что сорбент вначале обрабатывается водяным паром с последующей выдержкой, в процессе которой сорбент вакуумируется, затем продувается сжатым газом.

В перфорированный стакан свободно засыпался сорбент (который ранее был подвергнут химической нейтрализации), пар подавался до достижения температуры на поверхности сорбента 80–85 °С, при этом в момент пропарки производился отбор проб конденсата. После пропарки делалась выдержка, в процессе которой сорбент вакуумировался в течении 5 минут при вакууме – 0,095 МПа.

Таблица 1

№ испытания	Количество исходных и нейтрализующих веществ						№ промывки	pH	NO <sub>2</sub> , мг/л	NO <sub>3</sub> , мг/л
	сорбент, мл	вода, мл	3% H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> , мл	10% H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> , мл	(NH <sub>4</sub> ) <sub>2</sub> CO <sub>3</sub> , г	5%-ный раствор аммиака, мл				
1	100	600	15	-	36	-	0	7	9,15*	79,13*
							1	-	-	-
							2	-	-	-
							3	-	<b>0,95</b>	<b>29,85</b>
2	40	225	-	2	14	-	0	6,5	9,15*	79,13*
							1	-	-	-
							2	-	4,26	57,24
3	100	600	-	15	-	380	0	7	-	-
							1	-	-	-
							2	-	<b>2,44</b>	<b>32,96</b>
4	100	600	-	-	-	-	0	6,5	16,14	84,12
							1	-	5,45	70,91
							2	-	<b>1,93</b>	<b>31,10</b>
5	100	600	-	-	-	-	0	6	-	-
							1	-	-	-
							2	-	<b>2,82</b>	<b>27,00</b>
6	100	600	-	15	-	-	0	6	-	-
							1	-	-	-
							2	-	3,82	<b>25,95</b>

\* - содержание нитратов и нитритов в воде, залитой в сорбент после выдержки 10 мин. до добавления в раствор перекиси водорода и кристаллического карбоната аммония.

Продувку сорбента осуществляли сжатым газом с температурой 60 °С в течение 10 минут, с периодическим отбором проб. Результаты анализов приведены в табл. 4.

**Итоги данного исследования.** Технология нейтрализации сорбента, загрязненного парами окислителя, проводилась согласно существующим методикам.

Предельно допустимое содержание в воде нитритов – 3,3 мг/л; нитратов – 45 мг/л.

При испытаниях №№ 1–3, в связи с использованием при нейтрализации сорбента раствора аммиака или карбоната аммония, раствор имел яркий бирюзово-голубой цвет, что не дает возможности определить в нем содержание нитратов и нитритов.

Таблица 2

№ образца	Объем сорбента, мл	1%-ный раствор уксусной кислоты, мл	1%-ный раствор щавелевой кислоты, мл	5%-ный раствор уксусной кислоты, мл	10%-ный раствор уксусной кислоты, мл	Объем воды для промывки, мл	№ промывки	Концентрация гептила, мг/л
1	100	150	-	-	-	250	1	0,30
						250	2	0,29
						250	3	0,12
2	100	-	150	-	-	250	1	1,77
						250	2	1,41
						250	3	1,16
3	70	-	-	400	-	400	1	2,74
						400	2	2,72
						400	3	2,65
4	70	-	-	-	400	400	1	3,36
						400	2	2,71
						400	3	2,45



Таблица 3

№ образца	Объем сорбента, мл	5%-ный раствор щавелевой кислоты, мл	5%-ный раствор уксусной кислоты, мл	10%-ный раствор уксусной кислоты, мл	Объем воды для промывки, мл	№ промывки	Концентрация гептила, мг/л
1	100	-	600	-	600	1	5,00
					600	2	3,59
					600	3	1,18
2	100	700	-	-	700	1	4,77
					700	2	3,56
					700	3	1,68
3(4)	140	-	-	500	500	1	5,60
					500	2	3,10

Поэтому анализ раствора на содержание нитратов и нитритов проводился после промывки сорбента водой и получения достаточной для проведения анализа прозрачности раствора. При испытании № 1 анализ проводился после третьей промывки, а на испытаниях № 2 и № 3 – после второй промывки. Испытания № 5 и № 6 проводились для подтверждения результатов испытания № 4 на воде и воде с добавлением перекиси водорода соответственно. Так как содержание нитратов и нитритов в воде до и после первой промывки при испытании № 4 значительно превышало ПДК, то

пробы раствора для анализа при идентичных испытаниях № 5 и № 6 отбирались только после второй промывки сорбента. В результате анализа полученных результатов рекомендуется использовать технологический регламент согласно испытаниям 5, 6.

Технология нейтрализации сорбента, загрязненного парами горючего, проводилась согласно существующим методикам.

Предельно допустимая концентрация:

- жидкая среда – 0,02 мг/л;
- газовая среда – 0,1 мг/м<sup>3</sup>.

Таблица 4

№ испытания	Наименование операции	Время, ч	Концентрация
1	Начало пропарки	10:00	4,97 мг/л
	Отбор проб (конденсата)	10:10	2,18 мг/л
		10:16	1,38 мг/л
		10:22	1,14 мг/л
		10:29	0,67 мг/л
		10:35	-
	Начало вакуумирования	10:35	-
	Окончание вакуумирования	10:42	-
	Отбор проб газовой среды (до продувки)	10:46	<b>0,0013 мг/м<sup>3</sup></b>
	Начало продувки (сжатым газом)	10:50	-
Отбор проб (газовой среды)	10:54	<b>0,029 мг/м<sup>3</sup></b>	
	10:59	<b>0,0026 мг/м<sup>3</sup></b>	
	11:08	<b>0,0029 мг/м<sup>3</sup></b>	
	11:05	-	
2	Начало пропарки	11:05	-
	Отбор проб (конденсата)	11:07	0,44 мг/л
		11:24	0,29 мг/л
		11:41	0,19 мг/л
		12:13	0,2 мг/л
		12:31	<b>0 мг/л</b>
		12:35	<b>0,017 мг/м<sup>3</sup></b>
		12:37	-
	Начало вакуумирования	12:37	-
	Окончание вакуумирования	13:25	-
	Отбор проб газовой среды (до продувки)	13:29	<b>0,0013 мг/м<sup>3</sup></b>
	Начало продувки (сжатым газом)	13:41	-
	Отбор проб (газовой среды)	13:47	<b>0,01 мг/м<sup>3</sup></b>

Учитывая представленные материалы, можно с уверенностью говорить, что нейтрализацию сорбента, загрязненного окислителем, можно проводить как химическим, так и физическим (жидкостным) методом – промывкой водой. При этом количество образовавшихся промстоков в первом и во втором случае будет практически одинаковым.

Результаты отработки технологии нейтрализации сорбента, загрязненного горючим, показали, что использование жидкостного и химического методов, является недостаточным для достижения ПДК (в промстоках) даже после двух циклов нейтрализации (см. табл. 2, 3). Это свидетельствует о том, что значительное количество горючего проникло достаточно глубоко внутрь структуры гранул сорбента.

Применение комбинированного метода на основе физических процедур позволило обеспечить высокое качество нейтрализации сорбента, загрязненного горючим. Это обусловлено тем, что использование водяного пара позволяет интенсивно удалять продукты химической нейтрализации с наружной поверхности гранул сорбента и освобождает поры сорбента.

**Выводы.** Выполненный комплекс работ по нейтрализации сорбента, загрязненного парами окислителя тетраоксид азота и горючего несимметричный диметилгидразин, показали следующее:

1. Для нейтрализации сорбента, загрязненного парами окислителя, эффективным является жидкостной метод – промывка сорбента водой в количестве, превышающем массу сорбента в 6–10 раз, с

добавлением в образующейся раствор 5 % перекиси водорода в количестве 10–15 % от массы сорбента. Достоинством метода является простота и надежность, недостатком – большое количество образующихся слабых промстоков, которые, в свою очередь, требуют утилизации.

2. Для нейтрализации сорбента, загрязненного горючим, использование химического метода нейтрализации растворами уксусной и щавелевой кислоты является неэффективным (ПДК не было достигнуто). Дальнейшая нейтрализация сорбента с использованием оригинального комбинированного метода, включающего обработку сорбента водяным паром с последующим вакуумированием и продувкой сорбента газом, позволила снизить загрязнение сорбента до значений ниже ПДК.

#### **Библиографические ссылки.**

1. Касаткин А.Г. Основные процессы и аппараты химической технологии. Государственное научно-техническое издательство химической литературы. Москва, 1960. 531–545 с.

2. Савенко В.П., Петрусенко Л.И., Федё Е.В. Космическая техника. *Ракетное вооружение* : сб. науч.-техн. ст. 2017. Вып. 1. Днепр : ГП «КБ «Южное». 115 с.

3. Михальская Л.Л. Отчет о научно-исследовательской работе. ООО «Харьковский научный центр военной экологии». № государственной регистрации 0112U005984, 2013. 71 с.

*Надійшла до редколегії 06.07.2018 р.*

УДК 620.171.2

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СВОЙСТВ УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ТРУБЧАТЫХ МОДЕЛЯХ**

Т. А. Манько<sup>1</sup>; И. А. Гусарова<sup>2</sup>; О. П. Роменская<sup>2</sup>;  
А. А. Самусенко<sup>2</sup>; И. И. Деревянко<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

<sup>2</sup> Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»

На теперішній час вуглецеві композиційні матеріали широко використовуються в конструкціях космічної техніки. Тенденція до розширення споживання вуглецевого волокна при виготовленні деталей

© Манько Т.А., Гусарова И.А., Роменская О.П., Самусенко А.А., Деревянко И.И., 2018

та конструкцій потребує вивчення нових способів його одержання. В роботі застосовували спосіб модифікацій вуглецевих волокон атмосферою плазмовою обробкою в двох різних середовищах: акрилової кислоти і алліламіна та проводили дослідження наповнювача на трубчастих моделях. В результаті випробувань встановлено, що атмосферо-плазмова обробка в середовищі акрилової кислоти сприяє підвищенню характеристик углепластика на ~ 25 % ефективніше, ніж обробка в алліламіні для типів наповнювачів, що досліджували.

**Ключові слова:** вуглецеве волокно, атмосферна плазма, трубчасті моделі, внутрішній надлишковий тиск, тензодатчики, деформації, модуль пружності.

At present, carbon composite materials are widely used in space technology. The tendency to expand the consumption of carbon fiber in the manufacture of parts and structures requires the study of new ways of obtaining it. A method of modifying carbon fibers by atmospheric plasma treatment in two different media was used: acrylic acid and allylamine, and fillers were studied on tubular models. As a result of the tests, it was found that atmospheric plasma treatment in acrylic acid environment, contributes to the improvement of the characteristics of CFRP by ~ 25 % more efficiently than processing in allylamine for the types of fillers studied.

**Keywords:** carbon fiber, atmospheric plasma, tubular models, internal overpressure, strain gauges, deformations, modulus of elasticity.

В настоящее время углеродные композиционные материалы широко применяются в конструкциях космической техники. Тенденция к расширению потребления углеродного волокна при изготовлении деталей и конструкций требует изучения новых способов его получения. В работе применяли способ модифицирования углеродных волокон атмосферной плазменной обработкой в двух разных средах: акриловой кислоты и аллиламина и проводили исследования наполнителей на трубчатых моделях. В результате испытаний установлено, что атмосферная плазменная обработка в среде акриловой кислоты, способствует повышению характеристик углепластика на ~ 25 % эффективнее, чем обработка в аллиламине для исследуемых типов наполнителей.

**Ключевые слова:** углеродное волокно, атмосферная плазма, трубчатые модели, внутреннее избыточное давление, тензодатчики, деформации, модуль упругости.

**Введение.** Композиционные материалы на основе углеродных волокон в настоящее время широко применяются в конструкциях космической техники. Благодаря тому, что углеродное волокно представляет собой материал низкой плотности с очень высоким соотношением прочности к весу, оно является перспективным для использования в конструкциях РКТ [1–2].

Тенденция к расширению потребления углеродного волокна при изготовлении деталей и конструкций требует изучения новых способов его получения.

**Постановка задачи.** На Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля (ГП «КБ «Южное») применяют способ модифицирования коммерческих волокон атмосферной плазменной обработкой в двух разных средах: акриловой кислоты и аллиламина. Данный способ обработки наполнителя (углеродного волокна) позволяет получать углепластики с повышенными свойствами (на ~15–25 % по сравнению с углепластиковыми на основе традиционных волокон). Представленные в

работе [3] результаты были получены на однонаправленных образцах, изготовленных методом «мокрой» намотки.

Целью данной работы является исследование свойств модифицированного атмосферной плазмой наполнителя при изготовлении трубчатых моделей.

**Объект исследований.** Объектом исследований служили тонкостенные оболочки трубчатой формы высотой 390 мм, диаметром 146 мм, толщиной стенки 2 мм и укладкой наполнителя тремя слоями геодезической намотки под углом 57°. Данные размеры были выбраны исходя из геометрии изготавливаемых на ГП «КБ «Южное» конструкций РКТ (корпусов РДТТ и баков жидкостных ракет) [4–5].

В качестве наполнителя применяли традиционные углеродные волокна типов: Т300 и Т800, а также эти же волокна, модифицированные атмосферной плазменной обработкой. Модифицированные волокна получали двухточечной обработкой плазмой традиционных волокон в среде акриловой кислоты и аллиламина.

**Методология исследований.** Наиболее информативным методом оценки характеристик материала трубчатых моделей является определение прочности при воздействии внутреннего избыточного давления.

Избыточное давление внутри модели создавали на высоконапорной водяной установке АСН СВД 500/23-22, которая предназначена для создания и поддержания давления в замкнутом объеме на протяжении длительного времени с возможностью управления регулировкой и заданием режимов нагружения с помощью персонального компьютера со специальным программным обеспечением.

Модели устанавливали вертикально на технологическую балку, закрепленную на универсальной плите. На оба торца объекта исследований устанавливали



Рис. 1. Подсоединение высоконапорной водяной установки к трубчатой модели

Тензодатчики предназначены для непрерывной (на протяжении всего времени испытаний с шагом в 0,5 секунды) фиксации деформационных изменений трубчатой модели в локальных точках

вставки (заглушки), укомплектованные штуцерами для подачи и замера давления, а также резиновыми кольцами для герметизации. Заглушки через пластины закрепляли к технологическим балкам таким образом, что обеспечивался свободный ход модели (около 10 мм с каждой стороны) при нагружении. На рис. 1 представлена схема подсоединения водяной установки к трубчатой модели, закрепленной в оснастке. Оснастка помещена за специальной защитной металлической конструкцией, так как нагружение проводили при высоких давлениях (до 12 МПа).

При сборке оснастки на трубчатую модель помещали тензодатчики приклеивкой специальной клеевой массой (рис. 2).



Рис. 2. Модель с тензодатчиками

установки датчиков. Тензодатчики, которые применяли для фиксации деформации, устанавливали по схеме, приведенной на рис. 3.

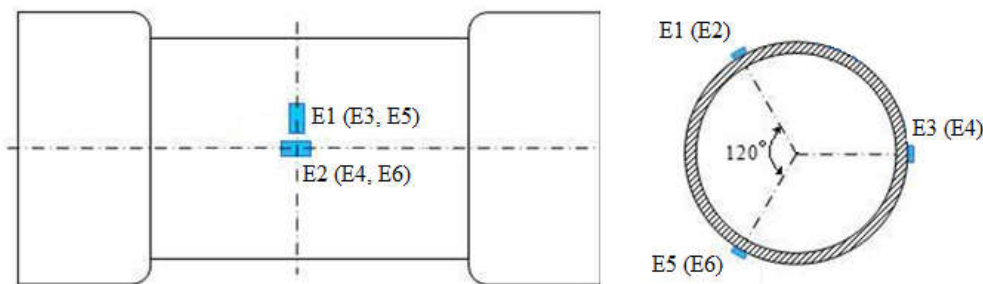


Рис. 3. Схема установки тензодатчиков на трубчатой модели

Разработанная схема позволяет фиксировать деформации в осевом и кольцевом направлениях на трех осях (через каждые 120°) оболочки.

Во время испытаний нагрузку прикладывали линейно. Подъем внутреннего избыточного давления



проводили от 1 атм до разрушения целостности трубчатых моделей.

**Результаты исследований.** На рис. 4 показано визуальное представление деформации оболочки под действием внутреннего давления: левая часть – вид до нагружения, правая – при давлении 100 атмосфер.



Рис. 4. Визуальное представление деформации макета под действием внутреннего давления

Во время нагружения моделей из традиционных и модифицированных атмосферной плазмой угленаполнителей в конструкциях было зафиксировано (визуально и по показаниям датчиков) сжатие в осевом направлении и растяжение в кольцевом.

С целью определения упругих характеристик трубчатых моделей из

углепластика в работе проведены замеры деформаций, результаты которых приведены на рис. 5. Представленные данные оценены на моделях из традиционного (1), обработанного плазмой в среде акриловой кислоты (2) и аллиламина (3) наполнителя Т300, а также традиционного наполнителя Т800 (4) и обработанного плазмой в среде акриловой кислоты (5) и аллиламина (6).

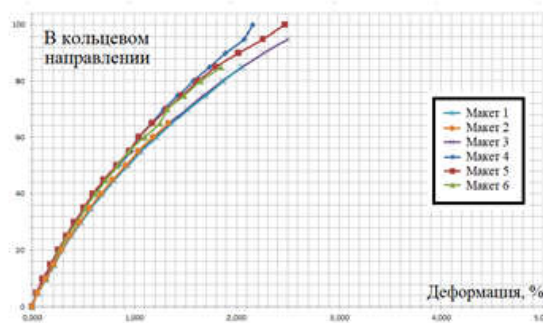
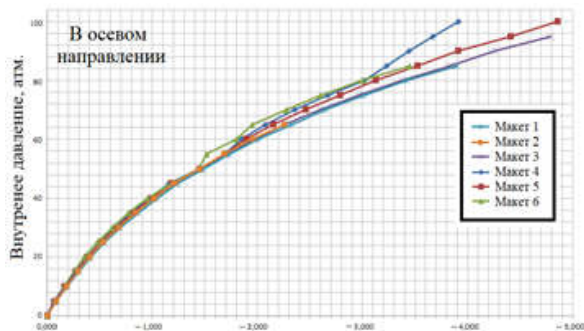


Рис. 5. Результаты замеров осевых и кольцевых деформаций

Используя представленные значения деформаций, был проведен расчет модуля упругости при изгибе конструкций в двух направлениях для каждой модели. В соответствии с [6], модуль упругости рассчитывали как отношение приращения напряжения, действующего на материал конструкции, к перемещению материала под действием напряжения:

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta l}$$

где  $E$  – модуль упругости при изгибе конструкции, МПа;

$\Delta\sigma$  – приращение напряжения, действующего на материал конструкции;

$\Delta l$  – перемещение материала под действием напряжения.

Результаты расчета приведены в табл. 1.

Значения модуля упругости при изгибе конструкций

Тип наполнителя	В осевом направлении		В кольцевом направлении	
	$E$ , ГПа	$\Delta$ , %	$E$ , ГПа	$\Delta$ , %
Т300 традиционный	8,00	–	28,52	–
Т300, модифицированный плазмой в среде акриловой кислоты	9,03	+12,76	30,99	+8,63
Т300, модифицированный плазмой в среде аллиламина	8,84	+9,98	30,68	+7,55
Т800 традиционный	10,18	–	31,89	–
Т800, модифицированный плазмой в среде акриловой кислоты	10,96	+7,69	33,52	+5,11
Т800, модифицированный плазмой в среде аллиламина	10,67	+4,82	33,19	+4,07

Примечания:  $\Delta$  – величина повышения, которая рассчитывалась как отношение значения модуля упругости модели с модифицированным волокном к значению модуля упругости модели из исходного материала.

**Выводы.** В работе опробована методология исследований материалов на основе традиционных и модифицированных атмосферной плазмой наполнителей на трубчатых моделях, имитирующих конструкции корпусов РДТТ и баков жидкостных ракет.

Путем фиксации деформаций трубчатых моделей при нагружении внутренним избыточным давлением проведен расчет упругих характеристик конструкции.

Установлено, что величины деформаций для материалов типа Т800 ниже материалов типа Т300, как следствие, их модуль упругости выше, что в этом случае справедливо для сравнения материалов между собой, поскольку теоретические модули упругости для однонаправленных исходных материалов соответственно 160 и 120 ГПа.

Величины деформаций оболочек из модифицированных материалов выше аналогичных из исходных материалов, как следствие модуль упругости модифицированных материалов выше модуля исходных. Это подтверждают табличные значения величины превышения  $\Delta$ .

Эффективность модифицирования материала типа Т300 в среднем выше, чем материала типа Т800 (средняя величина повышения прочности для Т300 ~ 9,73 %, для Т800 ~ 5,42 %), что дает возможность с помощью плазменной обработки улучшать свойства низкопрочных волокон.

Также установлено, что атмосферная плазменная обработка в среде акриловой кислоты способствует повышению

характеристик углепластика (средняя величина повышения в ~ 8,55 %), а это на ~ 2 % эффективнее атмосферной плазменной обработки в среде аллиламина (средняя величина повышения ~ 6,61 %) исследуемых типов наполнителей.

#### Библиографические ссылки

1. Коваленко В.А., Кондратьев А.В. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2011. № 5 (82). С. 14–20.
2. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. Москва : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. 516 с.
3. Манько Т.А., Гусарова И.А., Роменская О.П., Самусенко А.А. Исследование механических свойств углепластиков с модифицированным наполнителем. *Научно-технический журнал «Технологические системы»*. 1(82)/2018. С. 21–26.
4. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / под ред. С.Н. Конюхова. Днепропетровск : ООО «КолорГраф», ООО РА «Тандем-У», 2001. 240 с.
5. Композиционные материалы в разработках ГП «КБ «Южное» / А.М. Потапов, Ю.Г. Артеменко, В.Г. Тихий [и др.]. *Композиционные материалы в промышленности*: сб. мат. XXX межд. конф. 7–11 июня 2010 г., Ялта – Киев :

УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2010. С. 111–119.

6. ОСТ 92-1461-77 «Пластмассы теплозащитного и конструкционного

назначения. Метод определения упругих характеристик при растяжении и сжатии».

*Надійшла до редколегії 01.06.2018 р.*

УДК 629.7.023.224:621.454.3

## **РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ВНУТРЕННИХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

Т.А. Манько<sup>1</sup>, К.В. Козис<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, г. Днепр

<sup>2</sup> ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, г. Днепр

Наведено основні результати робіт, пов'язані зі створенням, дослідженням матеріалів та розробкою технології виготовлення та контролю якості внутрішнього теплозахисного покриття ракетного двигуна твердого палива з композиційних матеріалів в ДП «КБ «Південне».

**Ключові слова:** тверде паливо, двигун, композиційні матеріали.

The article presents the main results of works related to material creation and study, and development of manufacturing of inter heat-protection cover made of composite materials in Yuzhnoye SDO for solid propellant rocket engines.

**Keywords:** solid fuel, engine, composite materials.

В статье приведены основные результаты работы, связанные с исследованием материалов, разработкой технологии изготовления и контроля качества внутреннего теплозащитного покрытия ракетного двигателя твердого топлива из композиционных материалов в ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля.

**Ключевые слова:** твердое топливо, двигатель, композиционные материалы.

**Введение.** В настоящее время среди конструкций ракетно-космической техники наибольшую популярность имеют двигатели твердого топлива из полимерных композиционных материалов. Это связано с простотой эксплуатации, автономностью работы, возможностью длительного хранения и надежностью. Однако, несмотря на преимущества ракетного двигателя твердого топлива, при проектировании и изготовлении существует проблема создания внутренних теплозащитных покрытий (ВТЗП), обеспечивающих их работоспособность. Эта задача может быть решена путем отбора и исследования специальных современных материалов для каждого слоя теплозащитного покрытия, оценки их качества, разработки основ технологии производства и контроля их работоспособности [5].

### **Разработка и исследование внутреннего теплозащитного покрытия.**

Внутреннее теплозащитное покрытие современных ракетных двигателей твердого топлива представляет собой многослойную конструкцию (рис. 1), состоящую из крепящего, барьерного, герметизирующего и адгезионного слоев. Крепящий слой совместно с барьерным образуют защитно-крепящий слой.

Для создания многослойного внутреннего теплозащитного покрытия необходимо выбрать и исследовать материалы, с учетом требований, которые предъявляются к каждому слою.

К материалам крепящего слоя предъявляются требования по удельному весу, который не должен превышать 500 г/м<sup>2</sup>, и для соединения со следующим барьерным слоем они должны иметь объемную структуру плетения.

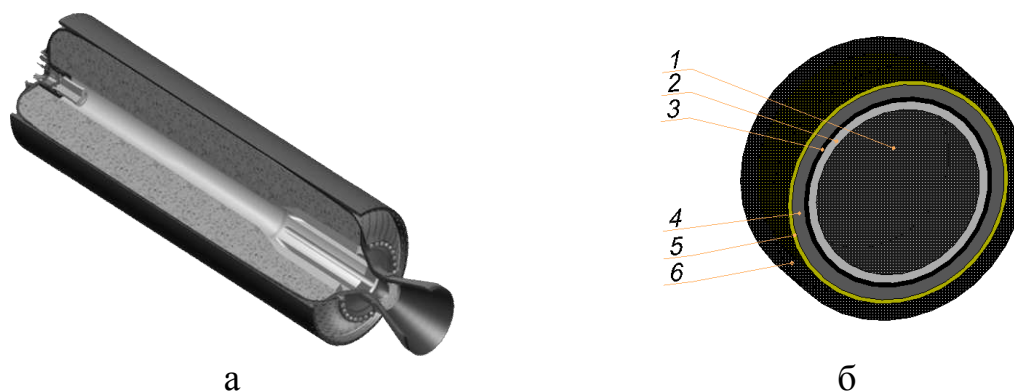


Рис. 1. Внутреннее теплозащитное покрытие:

а – ВТЗП в контакте с силовой оболочкой и твердым топливом; б – структура внутреннего теплозащитного покрытия, где 1 – твердое топливо; 2 – крепящий слой, обеспечивающий прочное скрепление теплозащиты с твердым топливом; 3 – барьерный слой, предотвращающий миграцию пластификаторов твердого топлива в материал герметизирующего слоя; 4 – герметизирующий (основной) слой, обеспечивающий теплозащиту корпуса при эксплуатации и хранении; 5 – адгезионный слой, для реализации адгезионной прочности внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса; 6 – силовая оболочка

Для крепящего слоя из широкой номенклатуры технических тканей выбраны: капроновая эластичная техническая (ТКЭТ) производства ООО ПФК «Красная Роза 3000» (РФ) и полотно высокоэластичное полиамидное (ПВП-У), производства Государственного предприятия «КиевНИИТГП» (Украина).

В качестве материала барьерного слоя использована каландрованная резиновая смесь 1001, толщиной 0,6 мм, представляющая собой многокомпонентную систему, в состав которой входят ингредиенты на основе этиленпропиленовых каучуков.

Экспериментальные исследования материалов защитно-крепящего слоя, состоящего из крепящего и барьерного слоев, проводили с целью оценки их характеристик при нагреве до температуры разрушения методом дериватографического анализа. Объектом служили образцы защитно-крепящего слоя на основе ТКЭТ – каландрованная резиновая смесь 1001 и ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001.

В результате исследований установлено, что деструкция образцов на основе ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001 происходящая при температуре 476 °С, несколько выше температуры деструкции образцов на основе ТКЭТ – каландрованная резиновая смесь 1001, которая составляет 470 °С. Приведенные результаты свидетельствуют о более

высокой термостойкости защитно-крепящего слоя на основе ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001, что хорошо согласуется с данными физико-механических испытаний. Прочность при равномерном поперечном отрыве в образцах, на основе ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001 составляет  $1,38 \div 1,94$  МПа, а в образцах с использованием ТКЭТ – каландрованная резиновая смесь 1001 –  $1,19 \div 1,28$  МПа.

На основании проведенных исследований установлено, что для создания защитно-крепящего слоя технологичным решением является использование ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001 [2].

При создании герметизирующего (основного) слоя теплозащитного покрытия выбрана каландрованная резиновая смесь 1001, но с переменной толщиной от 3 до 14 мм с учетом расчета температурных режимов корпуса РДТТ.

С целью оценки устойчивости материала герметизирующего (основного слоя) к воздействию высоких температур проведены тепловые испытания – определение температуры разрушения каландрованной резиновой смеси 1001, как одного из критериев оценки внутреннего теплозащитного покрытия.

Тепловые испытания проводили на установке, которая включает электронагреватель воздуха с электронной стабилизацией температуры и расхода воздуха



(GHG660 LCD, фирма Bosch, ФРГ), пирометр-регистратор (Flus IR-86 1U, КНР, длина волны  $\lambda = 14,6$  мкм), поворотную державку образца, установленную на опорной конструкции с возможностью вертикального перемещения нагревателя. Для исследований использовали образцы, представляющие собой диски диаметром 15 мм и высотой  $4 \pm 0,15$  мм, которые устанавливали в ячейку соответствующей глубины в державке, выполненной из стеклотекстолита.

Испытания предполагали выдержку образцов при температуре на верхней поверхности 200 °С на протяжении не менее 60 секунд с регистрацией температуры на нижней поверхности

образца не более 70 °С. В табл. 1 приведены условия проведения и результаты тепловых исследований каландрованной резиновой смеси 1001.

Полученные результаты исследований позволяют заключить, что в условиях конвективного нагрева с тепловым потоком до  $22,5 \text{ кВт/м}^2$ , который соответствует скорости газового потока при сгорании твердого топлива и температуре рабочей поверхности до 200 °С каландрованная резиновая смесь 1001 на протяжении 90 секунд не проявляет видимых признаков разрушения и обеспечивает достаточный уровень тепловой изоляции при эксплуатации ракетного твердотопливного двигателя [3].

Таблица 1

**Условия проведения и результаты тепловых исследований каландрованной резиновой смеси 1001**

№	Средняя масса образцов, г	Температура потока, °С	Тепловой поток, кВт/м <sup>2</sup>	Достигнутая температура поверхности, °С	Время испытаний, с	Результаты испытаний
1	0,6945÷0,6949	510	60	414÷418	64	Возгорание при 416 С
	0,6947			416		
2	0,7164÷0,7168	460	52	425÷429	85	Возгорание при 427°С
	0,7166			427		
3	0,7046÷0,705	415	46	415÷419	95	Возгорание при 417 С
	0,7048			417		
4	0,6595÷0,6599	375	40	375÷379	140	Потеря массы – 0,0281 г
	0,6597			377		
5	0,6371÷0,6375	340	36	324÷328	142	Потеря массы – 0,0142 г
	0,6373			326		
6	0,7750÷0,7754	310	31	282÷286	157	Потеря массы – 0,0187 г
	0,7752			284		
7	0,7220÷0,7226	275	26	263÷267	310	Потеря массы – 0,0132 г
	0,7224			265		
8	0,7070÷0,7075	230	22,5	226÷230	465	Потеря массы – 0,0122 г
	0,7073			228		

Прочное крепление внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса РДТТ является одной из ответственных задач при изготовлении конструкции, поэтому выбору и исследованию адгезионного слоя уделяли особое внимание.

Для соединения внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса из эпоксидного углепластика выбраны типовые материалы: клеевой состав Хемосил-411, клей на основе каландрованной резиновой смеси 1001, растворенной в нефрасе, пленочный клей ВК-9; эпоксидное

связующие ЭДТ-10, эпоксидная система системой Araldite LY 1135-1/Aradur 917/Accelerator 960-1 HUNTSMAN.

Для подтверждения целесообразности выбора материалов адгезионного слоя определяли разрушающее напряжение при равномерном поперечном отрыве внутреннего теплозащитного покрытия от силовой оболочки корпуса, которое должно составлять не менее 1,20 МПа.

В результате исследований установлено, что во всех представленных

структурах образцов значения разрушающего напряжения при равномерном поперечном отрыве не соответствует требуемому, а значит, выбранные материалы не могут обеспечить удовлетворительную адгезионную прочность.

С целью обеспечения адгезионной прочности внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса альтернативным решением является применение тканевых материалов. В работе в качестве адгезионного слоя использовали углеродную, стеклянную и хлопчатобумажную ткани из некрученных ниток перкаль, пропитанные эпоксидной системой Araldite LY 1135-1/Aradur 917/Accelerator 960-1 HUNTSMAN.

Результаты исследований структур образцов показали, что наблюдалось адгезионное разрушение материалов по границе внутреннее теплозащитное покрытие – тканевые материалы, а средние значения разрушающего напряжения при равномерном поперечном отрыве составляли  $1,63 \div 1,66$  МПа.

Целесообразность применения тканевых материалов в конструкции корпуса твердотопливного двигателя оценивалась исходя из их удельного веса. Так как вес  $1 \text{ м}^2$  перкаль составляет 70 граммов;  $1 \text{ м}^2$  стеклоткани Т-10-80 – 300 граммов;  $1 \text{ м}^2$  углеродной ткани 3752 – 240 граммов [4].

Результаты физико-механических испытаний хорошо согласуются с данными инфракрасной спектроскопии.

Изучение процессов, происходящих в структуре приграничных зон внутреннего теплозащитного покрытия и эпоксидного углепластика, проведено на образцах после определения разрушающего напряжения при равномерном поперечном отрыве путем снятия инфракрасных спектров с контактных поверхностей.

Установлено, что инфракрасный спектр с полосами поглощения  $1460$  и  $1372 \text{ см}^{-1}$  со стороны внутреннего теплозащитного покрытия в структуре «внутреннее теплозащитное покрытие – хлопчатобумажная ткань из некрученных ниток перкаль – эпоксидный углепластик» аналогичен инфракрасному спектру резиновой смеси на основе

этиленпропиленового каучука ( $1370 \text{ см}^{-1}$ ), что гарантирует высокую адгезионную прочность соединения.

Поэтому для качественного соединения внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса из эпоксидного углепластика целесообразно применять хлопчатобумажную ткань перкаль, пропитанную эпоксидной системой Araldite LY 1135-1/Aradur 917/Accelerator 960-1 HUNTSMAN [1].

При создании внутреннего теплозащитного покрытия корпуса ракетного двигателя твердого топлива необходимо не только правильно подобрать материалы и оценить их работоспособность в эксплуатационных условиях, но и выбрать наиболее эффективные методы и средства контроля качества его изготовления.

Внутреннее теплозащитное покрытие корпусов разрабатываемых ракетных двигателей твердого топлива недоступны для визуального наблюдения и измерения приборами неразрушающего контроля. Информация о ее состоянии содержится в множестве цифровых изображений, которые можно не только рассматривать, сравнивать, классифицировать, но и математически обрабатывать их измерения яркости, исследовать статистические закономерности, оценивать параметры и подтверждать результаты визуального анализа.

Контроль внутреннего теплозащитного покрытия корпуса ракетного двигателя твердого топлива осуществляли в два этапа. На первом этапе путем визуального рассмотрения проводили отбор цифровых изображений с аномальной структурой (отслоения ткани, вздутие, складки, различные загрязнения, механические повреждения). Это небольшие аномальные участки изображений, которые визуально обнаруживаются. Большинство изображений относятся к классу нормальных после визуального анализа, который носит субъективный характер и требует своего подтверждения. Эта задача решена путем статистической обработки цифровых изображений.

Информация об их состоянии содержится в измерениях яркости. Это матрицы измерений случайных величин. Оценивались их средние значения, выборочные дисперсии, характеризующие разброс (рассеяние) флуктуаций яркости, определялись их гистограммы.

По результатам обработки яркости цифровых изображений трех разрабатываемых теплозащитных покрытий двигателей твердого топлива установлено, что их средние значения яркости и их разброс незначительно отличаются друг от друга (110, 111, 116 и 27, 24, 22). Эта гипотеза подтверждается по критериям Стьюдента [6].

**Выводы.** Работоспособность разрабатываемых ракетных двигателей нового поколения из композиционных материалов, корпуса которых должны выдерживать высокие тепловые нагрузки, не может быть обеспечена известными внутренними теплозащитными покрытиями. Это задача решена путем отбора и исследования специальных современных материалов, оценки качества и контроля внутренних теплозащитных покрытий.

Данное внутреннее теплозащитное покрытие применяется при проектировании и изготовлении корпусов ракетных двигателей твердого топлива перспективных разработок ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля».

#### Библиографические ссылки

1. Беллами Л. Дж. Инфракрасные спектры сложных молекул / пер. с англ.; под ред. Ю.А. Пентина. Москва : Инostr. лит., 1963. 592 с.

2. Козис К.В., Потапов А.М., Манько Т.А. Эффективность применения эластомерных материалов для внутренних теплозащитных покрытий ракетных твердотопливных двигателей. *Вісник УМТ імені І.М. Францевича*. Київ. Вип. 1 (9). 2016. С. 70–73.

3. Козис К.В., Манько Т.А., Потапов А.М., Суетова Н.И. Оценка температуры разрушения теплозащитных покрытий ракетных двигателей твердого топлива. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*: зб. наук. праць. Дніпро. 2015. Т. 19. С. 73–79.

4. Козис К.В., Манько Т.А., Потапов А.М. Оценка возможности замены клеевого состава в структуре внутреннего теплозащитного покрытия и силовой оболочки корпуса при разработке двигателей твердого топлива. *Людина і космос: тези XVII Міжнародної молодіжної науково-практ. конф. (06-08 квітня 2015 р.)*. Дніпропетровськ. 2016. С. 292.

5. Манько Т.А., Гусарова И.А., Козис К.В. Теплозащитные покрытия в авиа-, ракетно-космической технике. *Матер. XIII-й Міжнарод. конф. «Стратегия качества в промышленности и образовании»*. Болгария, 2017. Т. 1. С. 106–107.

6. Манько Т.А., Гусарова И.А., Козис К.В. Контроль состояния визуально недоступных поверхностей технических объектов. *Системные технологии: Региональный межвузовский сб. научных работ*. Вып. 2 (109). Днепр, 2017. С. 87–94.

*Надійшла до редколегії 5.06.2018 р.*

УДК: 681.372+656.34

## ДОСЛІДЖЕННЯ ПОЛЯРИЗАЦІЙНОЇ СКЛАДОВОЇ СТРАТОСФЕРНОГО ШАРУ ЗЕМЛІ ЗА ДОПОМОГОЮ УЛЬТРАФІОЛЕТОВОГО ПОЛЯРИМЕТРА

А.С. Матющенко<sup>1</sup>, О.В. Збруцький<sup>1</sup>, Г.В. Сарибога<sup>1</sup>, П.В. Неводовський<sup>2</sup>,  
Т.А. Левченко<sup>1</sup>, О.В. Олійник<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна,

<sup>2</sup> Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ, Україна

Досліджено актуальне питання поляризаційної складової стратосферного шару Землі за допомогою ультрафіолетового поляриметра. Дана проблема є малодослідженою та потребує подальшого вивчення. У роботі наведено структурну та функціональну схеми приладу. Значну увагу приділено енергетичному розрахунку для оптичної частини приладу.

© Матющенко А.С., Збруцький О.В., Сарибога Г.В., Неводовський П.В., Левченко Т.А., Олійник О.В., 2018

**Ключові слова:** ультрафіолетовий поляриметр, пікосупутник, поляризація, інтенсивність світла, озоновий шар, спектр світла.

The article is devoted to the study of the actual issue of the polarization component of the stratospheric layer of the Earth with the help of an ultraviolet polarimeter. This problem is little studied and needs further study. The paper presents the structural and functional diagrams of the device. Considerable attention is paid to the energy calculation for the optical part of the device.

**Keywords:** ultraviolet polarimeter, picosatellite, polarization, light intensity, ozone layer, spectrum of light.

Исследован актуальный вопрос поляризационной составляющей стратосферного слоя Земли с помощью ультрафиолетового поляриметра. Данная проблема мало исследована и требует дальнейшего изучения. В работе приведены структурная и функциональная схемы прибора. Значительное внимание уделено энергетическому расчету для оптической части прибора.

**Ключевые слова:** ультрафиолетовый поляриметр, пикоспутник, поляризация, интенсивность света, озоновый слой, спектр света.

**Мета.** Загальною метою є встановлення приладу на супутник, запуск на геоцентричну орбіту з метою отримання реальних вихідних даних, які будуть відображати значення змін поляризаційної складової ультрафіолетового випромінювання, відбитого від озонового шару Землі.

Необхідно створити структурну та функціональну схеми приладу, провести енергетичний розрахунок для оптичної частини пікополяриметра.

**Новизна.** Визначення поляризаційної складової стратосферного озонового шару Землі із застосуванням мікосупутника у світі ще не проводилися.

Результати таких НД у подальшому можуть бути використані для визначення екологічного стану навколишнього середовища України, в тому числі м. Києва та Київської обл.

**Сучасний стан проблеми у світі та в Україні.** Численні запуски ракет у космос, викиди хімічних заводів та багато інших видів людської діяльності призводить до зменшення товщини озонового шару нашої планети. За останні десятиріччя значно збільшилася кількість озонових «дірок», а загальний вміст озону в атмосфері Землі зменшився щонайменше на 5–7 %.

На сьогодні вже є карти озонового шару Землі, отримані різними способами. Переважно всі вони базуються на дослідженні поляризації повного спектра світла: від УФ ( $\approx 180$  нм) до інфрачервоного діапазону (більше 1000 нм). Озоновий шар майже повністю відбиває (на 97 %) лише УФ типу Б (200–300 нм). Досліджуючи саме цей діапазон хвиль, можна отримати реальну картину озонового шару Землі.

Вперше в Україні поставлено питання розробки ультрафіолетового поляриметра для вивчення фізичних характеристик аерозолу на висотах більше 30 км в атмосфері Землі із застосуванням супутника.

**Основний зміст експерименту.** Вхідною величиною для всього приладу і для його оптичної частини, як первинного перетворювача, є поляризоване УФ світло.

Систематично, в кожний оберт супутника навколо Землі, виконувати вимірювання поляризаційних компонентів дифузійно-відбитого сонячного випромінювання (рис. 1). Діапазон хвиль запропоновано брати від 200 до 350 нм. За умовами технічного завдання необхідно спроектувати ультрафіолетовий поляриметр з габаритними розмірами не більше  $150 \times 150 \times 250$  мм.

Спираючись на умови ТЗ, проведено енергетичний розрахунок, наведений нижче.

Вхідні дані до розрахунку:

- ✓ Фотоприймач General Purpose Cs-Te Photocathode R1228;
- ✓ Спектральний діапазон 185–350 нм (max 250 нм);
- ✓ Діаметр катода  $d = 8$  мм;
- ✓ Матеріал UV скло;
- ✓ Анодна напруга  $U_a = 100$  В;
- ✓ Струм катода  $I_{\max} = 1.2$  мкА;  $I_{\text{роб}} = 0.4$  мкА;
- ✓ Чутливість  $s = 10\text{--}20$  мА/Вт;
- ✓ Темновий струм  $I_{\min} = 1 \cdot 10^{-12}$  А;
- ✓ Ємність  $C = 2.4 \cdot 10^{-12}$  Ф;
- ✓ Густина потужності УФ в межах 200–350 нм :  $\rho = 10^{-7}\text{--}10^{-3}$  Вт/м<sup>2</sup>.

Розрахунок

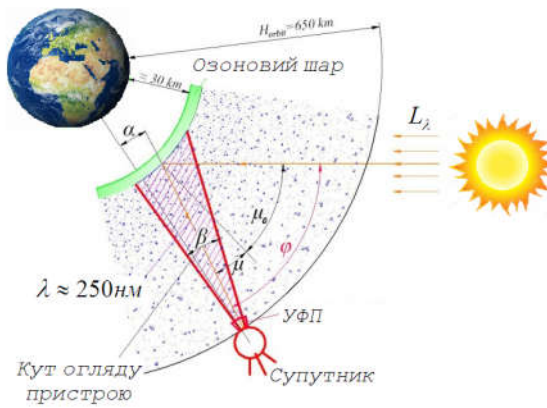


Рис. 1. Принцип роботи УФП

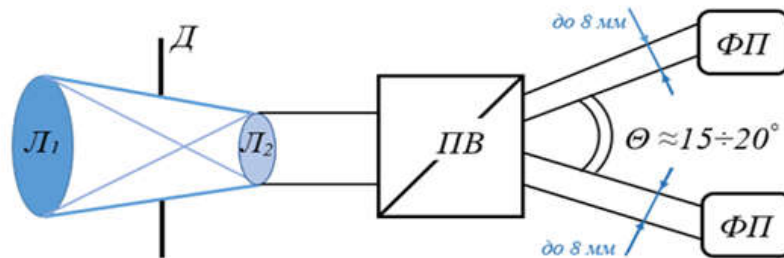


Рис. 2. Оптична схема УФП

$L_1$  та  $L_2$  – лінзи Френеля, фокуси яких знаходяться в одній точці для отримання паралельного пучка світла;  $D$  – діафрагма;  $ПВ$  – призма Воластона;  $ФП$  – фотоприймач

Враховуючи розміри пікосупутника, максимальний діаметр першої лінзи не має перевищувати  $150 \text{ мм} = 0,15 \text{ м}$ . Тоді площа лінзи:

$$S = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{3,14 \times 0,15^2}{4} = 0,018 \text{ м}^2$$

Знайдемо потужність УФ, враховуючи, що на фотоприймач падає світло, інтенсивністю у 2 рази менше за початкову:

$$SNR_{\min} = 10 \ln \frac{P_c}{P_{\text{ш}}} = 10 \ln \frac{I_c^2 R}{I_{\text{ш}}^2 R} = 20 \ln \frac{I_c}{I_{\text{ш}}} = 20 \ln \frac{10}{1} = 20 \text{ дБ}$$

$$P_{\text{ув}} = \frac{1}{2} \times \rho \times S = \frac{1}{2} \times (10^{-7} + 10^{-3}) \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \times 0,018 \text{ м}^2 = 9(10^{-10} + 10^{-6}) \text{ Вт}$$

$$I_{\text{ув}} = s \times P_{\text{ув}} = 10 \times 10^{-3} \frac{\text{А}}{\text{Вт}} \times 9 \times (10^{-10} + 10^{-6}) \text{ Вт} = 0,9 \times 10^{-11} + 10^{-7} \text{ А}$$

Маємо :

$$I_{\min} = 9 \text{ нА} \approx 10 \text{ нА};$$

$$I_{\max} = 9 \times 10^4 \text{ нА} \approx 10^5 \text{ нА};$$

Для перевірки вихідних даних на достовірність вираховуємо  $SNR$  (відношення сигналу до шуму):

$$SNR_{\max} = 10 \ln \frac{P_c}{P_{\text{ш}}} = 10 \ln \frac{I_c^2 R}{I_{\text{ш}}^2 R} = 20 \ln \frac{I_c}{I_{\text{ш}}} = 20 \ln \frac{10^5}{1} = 100 \text{ дБ}$$

Прийнято вважати, що для нормального розпізнавання сигналу  $SNR_{\min}$  має бути не менше ніж 14–15 дБ, а  $SNR_{\max}$  не менше ніж 80 дБ. Отримані

значення потрапили в цей діапазон, тому приймаємо вихідні дані за істинне значення.

$$\text{SNR} = [ 20 ; 100 ] \text{ дБ}$$

Враховуємо значення коефіцієнта втрат:

$$k_{\varepsilon} = \frac{k_2}{k_{\text{нр}}}$$

де  $k_2 = 2$  – запас потужності випромінювання;

$$P = \frac{P_{\text{ув}}}{k_2} = \frac{9(10^{-10} + 10^{-6})}{4} = 2.25 \times 10^{-10} + 2.5 \times 10^{-7} \text{ Вт}$$

$$I = \frac{I_{\text{ув}}}{k_2} = \frac{9(10^{-11} + 10^{-7})}{4} = 2.25 \times 10^{-12} + 2.5 \times 10^{-9} \text{ А}$$

SNR:

$$20 \ln \frac{2}{1} = 14 \text{ дБ}$$

$$20 \ln \frac{250}{1} = 110 \text{ дБ}$$

$$\text{SNR} = [ 14 ; 110 ] \text{ дБ}$$

#### Висновки до розрахунку

В ході розрахунку було отримано значення мінімального струму  $I = 2,25$  пА, при цьому значення темного струму фотоприймача  $I_{\text{min}} = 1$  пА, що дає можливість використовувати фотоприймач General Purpose Cs-Te Photocathode R1228 для даного проекту. Для повної інформативності необхідно виконати

$$k_{\text{нр}} = k_1 \times k_2 \times k_{\text{н\epsilon}} = 0.9 \times 0.9 \times 0.8 = 0.65$$

– коефіцієнт пропускання. Тоді маємо:

$$k_{\varepsilon} = \frac{2}{0.65} = 3.1, \text{ беремо } 4.$$

Значення потужності УФ та значення струму з урахуванням коефіцієнта втрат:

розрахунок поляризації залежно від орієнтації УФП у просторі (рис. 3).

Функція перетворення повинна мати лінійний вигляд. Діапазон вимірювання інтенсивності світла  $I = 0-100$  Вт/м<sup>2</sup>. Вихідний сигнал має бути у вигляді постійної напруги  $U = \pm 20$  В. Вимірюваною величиною є інтенсивність світлового потоку випромінювання  $I$  [Вт/м<sup>2</sup>].

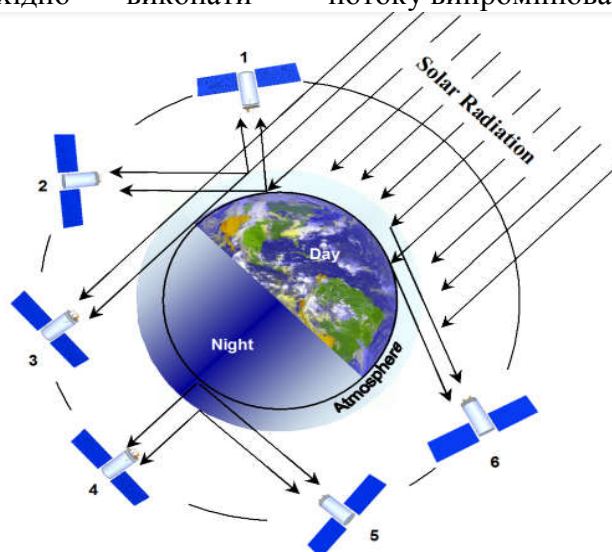


Рис. 3. Схема польоту супутника із УФП на борту

В загальному вигляді лінійна функція перетворення задається формулою:

$$Y(X) = k_0 + k_1 \cdot X,$$

де  $Y$  – вихідна величина (Вих.) вимірювального перетворювача, що залежить від ВВ;

$X$  – вимірювана величина (ВВ);

$k_0$  – коефіцієнт ЗН;

$k_1$  – КП.

Для заданого вигляду ФП  $k_0 = 0$ .

Оскільки Вих. функціонально залежить від ВВ, задамо загальну структурну схему:

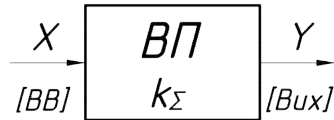


Рис. 4. Загальна структурна схема

Прилад має таку структурну схему:

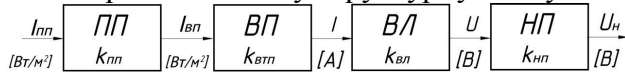


Рис. 5. Структурна схема УФП

де ПП – первинний перетворювач, що складається з лінз, світлових фільтрів та призми, перетворює енергію поляризованого сонячного УФ світлового потоку  $[Вт/м^2]$  у два пучка енергії УФ світлового потоку,  $[Вт/м^2]$ . Коефіцієнт перетворення ПП  $k_{ПП}$ , [1].

$$I_{ВП} = k_{ПП} \cdot I_{ПП}$$

ВП – вторинний перетворювач, перетворює енергію УФ світлового потоку  $[Вт/м^2]$  в силу струму  $[А]$ . Коефіцієнт перетворення ВП  $k_{ВП}$ ,  $[А \cdot м^2 / Вт]$ .

$$I = k_{ВП} \cdot I_{ВП}$$

ВЛ – вимірювальна ланка, яка перетворює силу струму  $[А]$  в електричний сигнал  $U$   $[В]$ . ВЛ має коефіцієнт перетворення  $k_{ВЛ}$ ,  $[В/А]$ .

$$U = k_{ВЛ} \cdot I$$

НП – нормуючий перетворювач, який надає вихідному сигналу заданого вигляду.

Коефіцієнт перетворення НП  $k_{НП}$ , [1]

$$U_H = k_{НП} \cdot U$$

Таким чином, сумарний коефіцієнт перетворення датчика:

$$k_{\Sigma} = k_{ПП} \cdot k_{ВП} \cdot k_{ВЛ} \cdot k_{НП}$$

Виходячи з діапазону вимірювання та діапазону значень вихідної напруги, КП повинен мати величину:

$$k_{\Sigma} = \frac{20[B]}{100[Bm/m^2]} = 0,2 \left[ \frac{B \cdot m^2}{Bm} \right]$$

**Опис приладу.** Прилад буде складатися з чотирьох блоків: об'єктива, вузла призми, вузла фотоприймачів, електронного блока (рис. 4). Блок електроніки разом з блоком фотоприймачів призначений для перетворення двох складових поляризованого світлового потоку від оптичного блоку у відповідні електричні сигнали у вигляді послідовностей одноелектронних імпульсів, їх подальшого підсилення, реєстрації та перетворення його у цифрову форму (ТТЛ-сигнал), придатну для сприйняття сигналу засобами обчислювальної техніки з метою отримання результатів вимірювань, подальшої програмної обробки даних, їх накопичення та зберігання.

Поляризоване УФ світло поступає на вхід оптичної частини УФП, яка представлена на схемі у вигляді об'єктива, діафрагми, світлофільтра та поляризаційного елемента, де розкладається на два пучка УФ світла, які, у свою чергу, надходять на фотодіоди, звідти – на підсилювачі. Блок живлення з'єднано з фотодіодами, термодатчиками та підсилювачами (рис. 3). До фотодіодів прикріплено термодатчики. Вихідні сигнали з підсилювачів та термодатчиків поступають в регістри і через комутатор направляються у процесор та пам'ять, також до комутатора приєднано таймер.

УФП має двоканальну структуру, яка не має рухомих елементів і складається з:

- оптичної частини (діафрагма, лінза, призма Воластона, світлофільтри);

- блока реєстрації сигналу та обробки інформації (фотоелектричні приймачі (фотодіоди), датчики температури і тиску, а також частотовимірювач (блок корекції сигналів), АЦП, ЦАП, управління УФП (бортовий обчислювач));

- блока передачі інформації на Землю (кодер, радіопередавач, радіоканал та ін.).

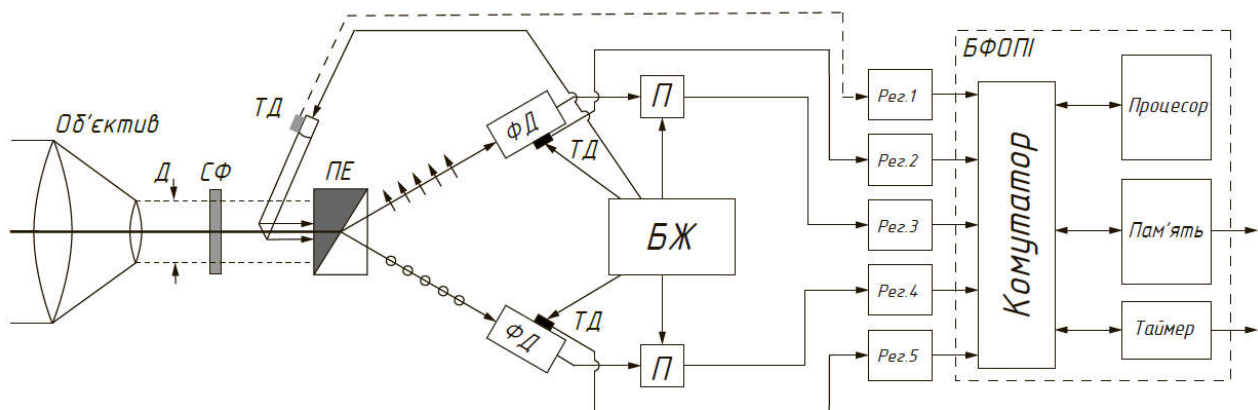


Рис. 6. Принципова схема УФП:

Д – діафрагма, СФ – світлофільтри, ПЕ – поляризаційний елемент, ТД – термодатчики, ФЕП – фотоелектронні помножувачі, БВН – блок високої напруги, > – підсилювач, ДІ – дискримінатори імпульсів, БЖ – блок живлення, Рег. – регістр, БФОПІ – блок формування, обробки та передачі інформації

Масогабарити конструкції складатимуть близько 3–4 кг.

Конструкція ультрафіолетового поляриметра буде відповідати вимогам, що висовуються для мікосупутників типу YUZHSAТ вагою до 50 кг. УФП розробляється як корисне навантаження під мікосупутник.

**Висновки.** У результаті проведеної роботи було розроблено електричну частину ультрафіолетового поляриметра на основі ультрафіолетового фотодіода. Було розроблено структурну та функціональну схеми приладу, проведено енергетичний розрахунок, базуючись на якому було обрано фотоприймач General Purpose Cs-Te Photocathode R1228 із спектральним діапазоном 180–350 нм та максимумом чутливості 250 нм.

Розрахунковим шляхом обґрунтовано працездатність конструкції. Виходячи з умови забезпечення діапазону вимірювання інтенсивності випромінювання від 0 до 100 Вт/м<sup>2</sup> та діапазону зміни вихідного сигналу ±20 В, було забезпечено необхідний коефіцієнт перетворення. Температурна похибка коефіцієнта перетворення складає  $0,08 \frac{\%}{^{\circ}\text{C}}$ .

Розроблений вимірювальний перетворювач відповідає вимогам технічного завдання.

### Бібліографічні посилання

1. URL: [http://www.hamamatsu.com/resources/pdf/etd/Phototubes\\_TPT1001E.pdf](http://www.hamamatsu.com/resources/pdf/etd/Phototubes_TPT1001E.pdf)

2. Kostogryz N., Morozhenko A., Vidmachenko A., Nevodovkii P., Polarimetry and physics of atmospheric aerosol of the Earth. AGU Chapman Conf. on crossing boundaries in planetary atmospheres: From Earth to exoplanetes., Annapolies, Maryland 24–28, June 2013. Abstracts. 2013. P. 22–23.

3. Morozhenko A.V., Vidmachenko A.P., Nevodovskyi P.V. Limited of polarimetry in determining of the Earth's atmospheric aerosol characteristics. *46th Lunar and Planetary Science Conference*. March 16–20, 2015. Woodlands, Texas. LPI Contribution. No. 1832. P. 1031.

4. Morozhenko A.V., Vidmachenko A.P., Nevodovskyi P.V. Aerosol in the Upper Layer of Earth's. *Kinematika Fizika Nebesnykh Tel*. 2013. V. 29. No. 5. P. 243–256.

5. Morozhenko A.V., Vidmachenko A.P., Nevodovskiy P.V., Kostogryz N.M. On the efficiency of polarization measurements while studying aerosols in the terrestrial atmosphere. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, 2014. V. 30. No. 1. P. 11–21.

6. Nevodovskij P.V. Quvantakon and optimization of their parameters for astronomical observations. *Kinematika I Fizika Nebesnykh Tel*. No. 1. 09/2001. P. 283–285.



7. Nevodovskyi Ye.P., Vid'Machenko A.P., Morozhenko O.V., Nevodovskyi P.V., Syniavskyi I.I. The Ukrainian Youth Satellite: investigation of the Earth's aerosol stratum with the use of UV-polarimeter. *Kosmichna Nauka I Tekhnologiya* (ISSN 1561-8889). 2004. V. 10. No. 5/6. P. 27–32.

8. Ozone: Space Vision (Space monitoring of Earth Atmospheric Ozone) Copyright By Dr. Fred Ortenberg, ASRI, Technion November 2002. P. 17–18.

9. Nevodovsky P., Morozhenko A., Vidmachenko A., Geraimchuk M., Zbrutskyi A., Kureniov Yu., Sergunin V., Hirniak Yu., Ivakhiv O. Ultraviolet Polarimeter for Studying the Aerosol Component in the Earth Atmosphere. In *Abstracts (Proceedings) of International Symposium "Atmospheric Radiation and Dynamics"*, Publishing Company. St Petersburg. Russia. 2013. P. 218.

10. Nevodovskyi P., Morozhenko O., Vidmachenko A., Ivakhiv O., Geraimchuk M., Zbrutskyi O. Tiny Ultraviolet Polarimeter for Earth Stratosphere from Space Investigation. *Proceedings of 8<sup>th</sup> IEEE International Conference on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications (IDAACS'2015)* Warsaw. Poland. Sept. 24–26. 2015. V.1. P. 28–32.

11. Nevodovskyi P.V., Morozhenko A.V. Studies into stratospheric ozone layer from near-earth orbit utilizing ultraviolet

polarimeter. In *Acta Astronautica*. 2009. V. 69. No 1. P. 54–58.

12. Travis L. Earth Observing Scanning Polarimetr. Long-Term monitoring of Global climate forcings and Feedbacks, Ed. by J. Hansen, W. Rossow, I. Fung. New York. 1992. P.40–46.

13. M. Geraimchuk, O. Genkin, O. Ivakhiv, Yu. Kureniov, O. Morozhenko, P. Nevodovskyi, S. Petrenko. Elements and Systems of Polarization Devices for Aerospace Investigation. Monography, EKMO. Kyiv (in Ukrainian). 2009.

14. Мороженко О.В. Методи і результати дистанційного зондування планетних атмосфер. Київ : Наукова думка, 2004. 647 с.

15. Неводовский П.В., Мороженко А.В., Неводовский Е.П., Гераимчук М.Д. Изучение характеристик аэрозоля стратосферы Земли методом ультрафиолетовой поляриметрии. *Оптика и спектроскопия*. 2009. 107. № 2. С. 231–23.

16. Мороженко О.В., Неводовський П.В., Видьмаченко А.П., Гераїмчук М.Д., Івахів О.В., Делець О.С. Про застосування ультрафіолетової поляриметрії для супутникових досліджень стратосферного аерозолі Землі. *Український метеорологічний журнал*. 2014. № 2. С. 27–32.

*Надійшла до редколегії 01.08.2018 р.*

УДК 532.516

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ НЕДОРАСШИРЕННОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ ГАЗА С ПЛОСКОЙ ПРЕГРАДОЙ

С.А. Николин, А.А. Приходько

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина, 72, г. Днепр, 49010, Украина, e-mail: sergeynikolin@gmail.com*

Наведено результати чисельного моделювання на основі нестационарних усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса взаємодії недорозширеного надзвукowego струменя газу з плоскою пластиною, яка встановлювалася на різних відстанях від зрізу сопла. Результати розрахунків представлено у вигляді розподілів числа Маха і градієнта щільності в розрахунковій області, а також коефіцієнтів тиску і тертя по поверхні пластини. Виконано порівняння результатів числових розрахунків з експериментальними даними.

**Ключові слова:** надзвуківий струмінь, плоска пластинка, стрибок ущільнення, рециркуляційна зона.

The results of numerical modeling based on the nonstationary Reynolds-averaged Navier – Stokes

equations for the interaction of an underexpanded supersonic gas jet with a flat obstacle, which was established at different distances from the nozzle exit section are presented. The results of the calculations are presented in the form of the distribution of the Mach number and the density gradient in the calculated region, and the pressure and friction coefficients over the surface of the plate. The results of the numerical calculation are compared with the experimental data.

**Keywords:** supersonic jet, flat barrier, shock wave, recirculation zone.

Приведены результаты численного моделирования на основе нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса взаимодействия недорасширенной сверхзвуковой струи газа с плоской преградой, которая устанавливалась на разных расстояниях от среза сопла. Результаты расчетов представлены в виде распределения числа Маха и градиента плотности в расчетной области, а также коэффициентов давления и трения по поверхности пластины. Выполнено сравнение результатов численного счета с экспериментальными данными.

**Ключевые слова:** сверхзвуковая струя, плоская преграда, скачок уплотнения, рециркуляционная зона.

**Введение.** При проектировании космических летательных аппаратов важным этапом является корректное моделирование газодинамических процессов в моменты его старта и посадки (в случае возвращаемых ступеней либо межпланетарного полета). В зависимости от расстояния между выходным сечением сопла и преградой возникают сложные трехмерные турбулентные течения, которые сопровождаются скачками уплотнения, волнами разряжения и контактными разрывами. Проблематике изучения струйных течений и их взаимодействию с преградами посвящено большое количество теоретических и экспериментальных работ [1–7].

Множественные теоретические исследования [2; 4; 5; 8] направлены на моделирование турбулентных струй и изучение их взаимодействия с плоскими преградами при изменении числа Маха, расстояния до преграды, угла наклона преграды и т.д.

В работе [2] приведены результаты численного исследования нестационарного течения у преграды, которые потом сравнивались с экспериментальными данными. Получена картина течения у преграды, дано представление об интенсивности колебаний и скорости возвратного течения.

Результаты стационарного численного расчета взаимодействия струи с преградой приведены в работе [5]. Исследуются как перерасширенные, так и недорасширенные струи при различных степенях нерасчетности. Полученные численные решения дают подробную

информацию о картине течения во всей области.

В работе [8] численно изучаются различные режимы взаимодействия сверхзвуковой недорасширенной струи как с конечной, так и безграничной преградой. Представлены частотные спектры колебаний давления в центре преграды.

Результаты численного исследования взаимодействия недорасширенной струи с плоской преградой приведены в работе [1]. Выполнен сравнительный анализ моделей турбулентности Spalart-Allmaras (SA) и Shear-Stress Transport (SST) применительно к рассматриваемой задаче. При сравнении с экспериментальными данными обе модели турбулентности показали схожие результаты.

Во всех вышеуказанных работах приведенные результаты расчетов удовлетворительно совпадают с экспериментальными данными. Но этот хороший результат получен лишь для конкретных случаев, так как они все решались с использованием методов первого порядка, на сетках низкого качества разрешения.

С другой стороны, для более полного понимания всех происходящих процессов в зоне взаимодействия струи с преградой существуют экспериментальные исследования, на результаты которых часто ссылаются при проведении теоретических исследований [1; 6; 7]. Но получение экспериментальных данных требует значительных временных и ресурсных затрат. Поэтому, со стремительным развитием вычислительной техники, для

уменьшения этих затрат перспективным направлением является использование компьютерного моделирования.

В настоящей работе результаты численного моделирования натекания сверхзвуковой струи газа на преграду сравниваются с результатами экспериментальных исследований [4]. Также приводятся дополнительные данные, которые было невозможно получить, либо по соображениям автора они не были приведены. Это позволяет лучше понимать особенности газодинамических процессов при взаимодействии нерасчетных струй с преградой.

#### Физическая постановка задачи.

Рассматривается задача расчета натекания сверхзвуковой недорасширенной струи газа на плоскую пластину, которая расположена перпендикулярно к оси симметрии сопла. Геометрия сопла и определяющие параметры были выбраны в соответствии с работой [4]. Сопло имеет коническую форму с углом полураствора  $\varphi = 9^\circ$ . Число Маха на срезе сопла  $M_a = 2$ . Отношение давления на срезе сопла  $p_a$  к окружающему выдерживалось равным  $n \approx 2.85$ . Давление торможения в форкамере  $p_0 \approx 10$  ата, а статическое давление в окружающем пространстве  $p_\infty \approx 0.43$  ата. Температура торможения в камере принята равной  $300$  °К, а в окружающей среде –  $288$  °К. Расчеты проведены для случаев, когда  $l/r_a$  равно 2,

4 и 6, где  $l$  – расстояния от среза сопла до преграды,  $r_a$  – радиус выходного сечения сопла (рис. 1). Настоящая задача является осесимметричной, что позволяет проводить численное моделирование как в двухмерной осесимметричной, так и трехмерной постановке. Размеры расчетной области выбраны таким образом, чтобы граничные условия не влияли на параметры потока в ядре струи.

**Математическая постановка задачи.** Для математического описания процессов, происходящих во время взаимодействия сверхзвуковой струи газа с преградой, используется система уравнений Навье – Стокса, выражающая

законы сохранения массы, импульса и энергии для идеального газа.

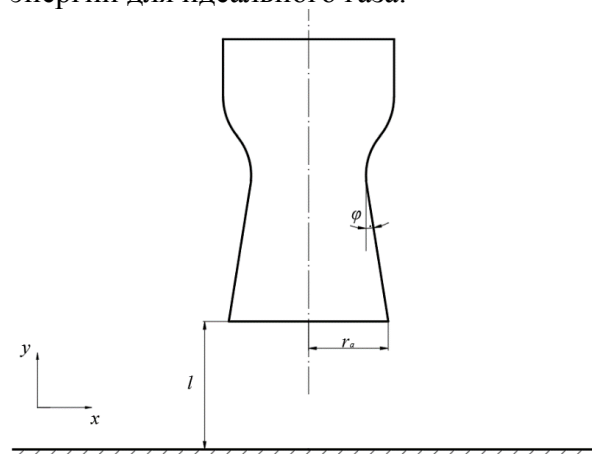


Рис. 1. Геометрия расчетной модели

В декартовой системе координат эти уравнения имеют следующий вид:

- уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} [\rho u_i] = 0;$$

- уравнение движения:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_i u_j + p \delta_{ij} - \tau_{ij}^*] = 0;$$

- уравнение баланса энергии:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_j E + u_j p + q_j^* - u_i \tau_{ij}^*] = 0;$$

- уравнение состояния идеального газа:

$$p = \rho RT,$$

где

$$\tau_{ij}^* = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} - \rho u_i'' u_j'';$$

$$q_j^* = q_j + C_p \rho T u_j'' = -C_p \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j} - C_p \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j}.$$

Вышеприведенная система уравнений является незамкнутой, поскольку в нее входит неизвестный тензор реингольдсовых напряжений. Для ее замыкания используются модели турбулентности. В настоящей работе применена модель турбулентности SST k- $\omega$ . Эта модель хорошо зарекомендовала себя при расчете струйных течений [1].

В начальный момент времени по всей расчетной области задаются параметры окружающей среды. Для случая покоящейся окружающей среды скорость, кинетическая энергия турбулентности и удельная диссипация кинетической энергии турбулентности равны нулю  $u_x = 0, u_y = 0, u_z = 0, k = 0, \omega = 0$ . Давление

и температура равны значениям окружающей среды  $p = p_\infty$ ,  $T = T_\infty$ , плотность среды вычисляется из уравнения состояния.

Во входном сечении сопла параметры потока определялись через параметры торможения  $p = p_0$ ,  $T = T_0$ .

На непроницаемых стенках (границы сопла и пластина) задавались условия прилипания и тепловой изоляции.

На выходных границах задавалось статическое давление.

Задача решалась численно с помощью метода контрольных объемов, который реализован в пакете прикладных программ. Ранее вычислительный алгоритм был протестирован на задаче внешнего обтекания цилиндра и аэродинамических профилей при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях потока. Полученные результаты расчетов удовлетворительно совпадали с экспериментальными данными.

**Результаты и обсуждение.** Ниже приведены некоторые результаты численных расчетов газодинамических параметров как в самом потоке, так и у преграды, которые сравниваются с экспериментальными данными.

Сперва рассмотрены режимы с расстоянием от среза сопла до преграды  $l = 2R$  (рис. 2) и  $l = 4R$  (рис. 3). Максимум давления находится в центре пластины (на оси симметрии) и газ, проходя через формирующийся вблизи преграды скачок уплотнения, растекается от центра к периферии под действием лишь градиента давления. На рис. 2в и 3в приведено сравнение распределений давления по преграде, полученных экспериментально и численно.

Анализируя распределение параметров, можно сделать вывод, что результаты численного расчета хорошо коррелируют с экспериментальными данными как количественно, так и качественно. Но при этом во втором случае с увеличением периферийного расстояния появляются некоторые отклонения, которые могут быть вызваны инерционностью измеряемой аппаратуры при проведении эксперимента либо

шероховатостью пластины, которая в численном моделировании не учитывалась.

Скачок уплотнения, который образуется на некотором расстоянии от преграды, имеет дугообразную форму. Максимум числа Маха в первом случае реализуется в области висячего скачка, а во втором – в области висячего и прямого скачка. Поток газа после полного торможения разгоняется от дозвуковой скорости в окрестности оси струи до сверхзвуковой. Радиальная струя так же, как и осесимметричная нерасчетная струя, имеет «бочкообразную» структуру.

Распределение изобар позволяет оценить волновую структуру, которая возникает при взаимодействии недорасширенной струи с преградой.

Положительное значение коэффициента трения на пластине в области скачка (рис. 2д, 3д) показывает, что течение является безотрывным. Это подтверждает и картина линий тока в этой области (рис. 2е, 3е). Но вот дальше по периферии в первом случае (рис. 2д) возникает циркуляционное течение, что соответствует резкому скачку коэффициента трения до отрицательных значений.

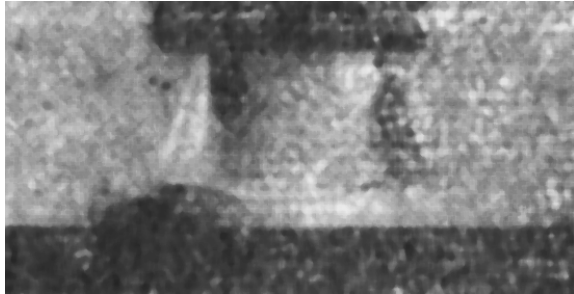
Следующим рассмотренным случаем является расположение пластины от среза сопла на расстоянии  $l = 6R$  (рис. 4). Этот режим течения является более сложным, чем первые два. В этом случае образуется сложная система скачков уплотнения с возникновением периферийного максимума давления не на оси симметрии, а на некотором расстоянии от нее (рис. 4в). Как и в предыдущих случаях, численные расчеты удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

Как было отмечено в работах [1; 5], периферийный максимум давления образуется из-за того, что при взаимодействии прямого и висячего скачков уплотнения образуется тройная конфигурация с косым скачком и контактной поверхностью, между которыми возникает область течения с достаточно большими скоростными напорами. Взаимодействие этой струи с

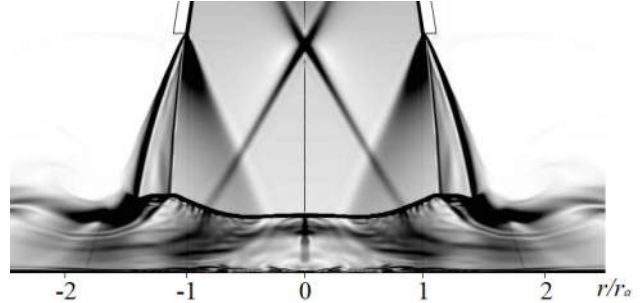
преградой и образует давление, которое превышает давление за скачком  $P_{02}$ .

По аналогии с предыдущими случаями, отошедший от преграды прямой скачок уплотнения имеет небольшое искривление. Поток за ним от дозвукового

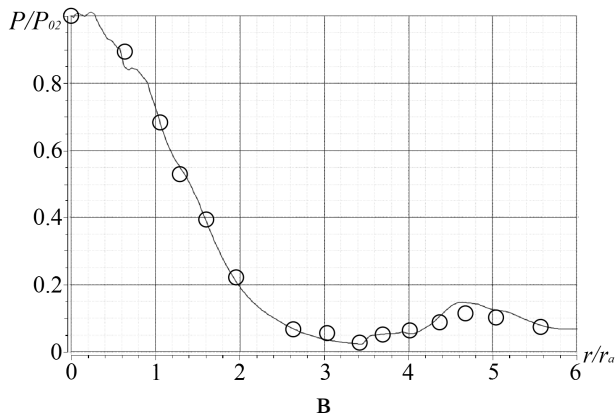
режима в центральной зоне переходит в сверхзвуковой режим далее по периферии с образованием «бочкообразной» структуры.



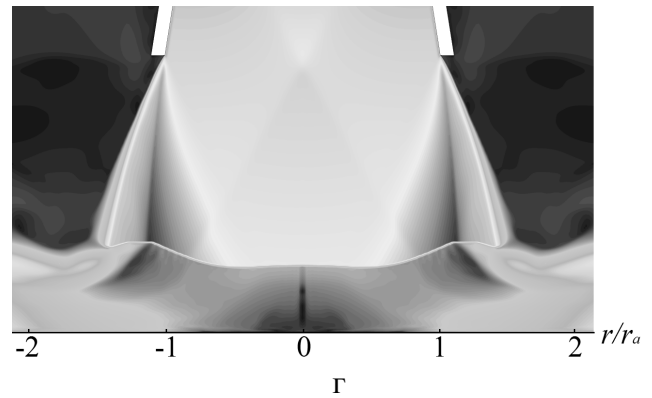
а



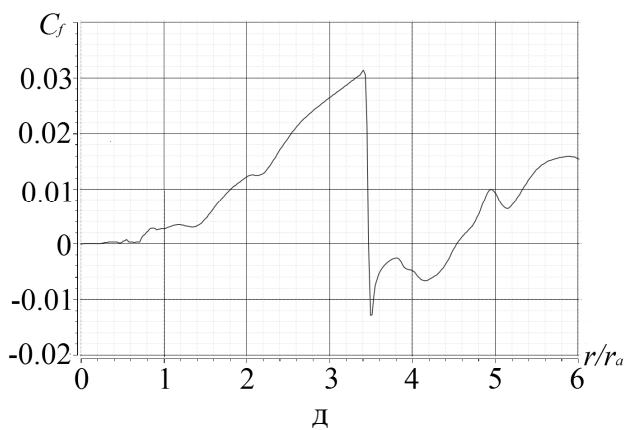
б



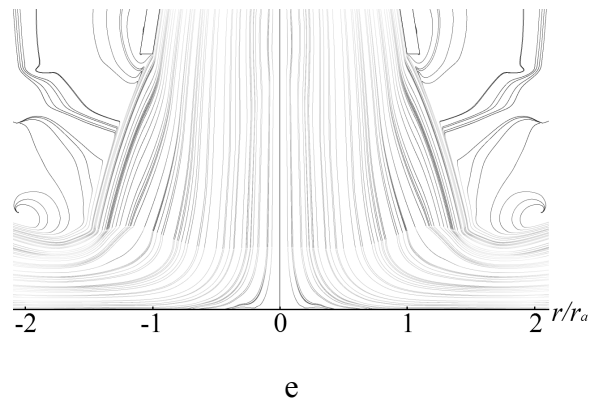
в



г



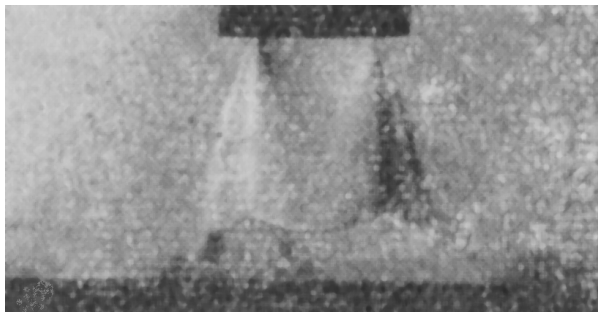
д



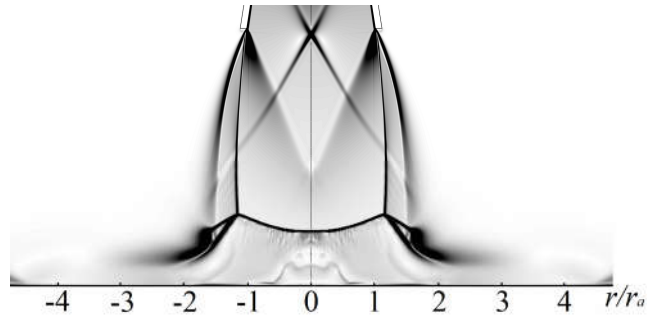
е

Рис. 2. Газодинамические параметры для случая  $l=2R$ :

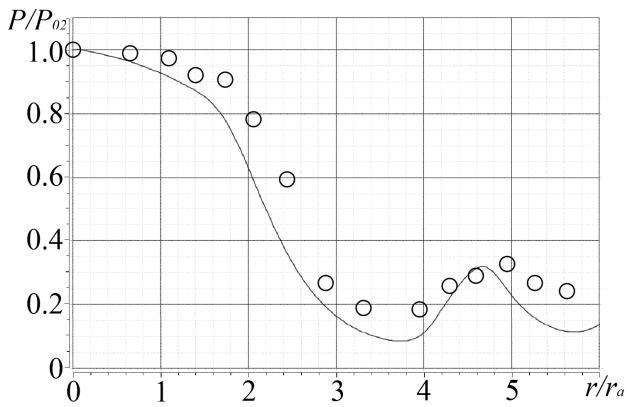
- а – экспериментальная визуализация (шлирен-фотография) картины течения; б – градиент плотности;
- в – коэффициент давления на пластине (сплошная линия – численный расчет, круги – эксперимент);
- г – числа Маха; д – коэффициент трения на пластине; е – линии тока



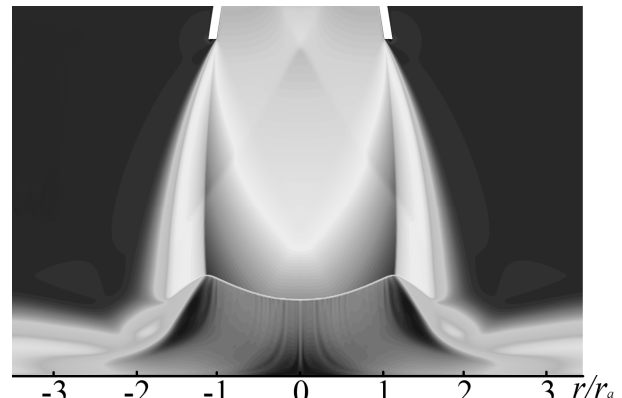
а



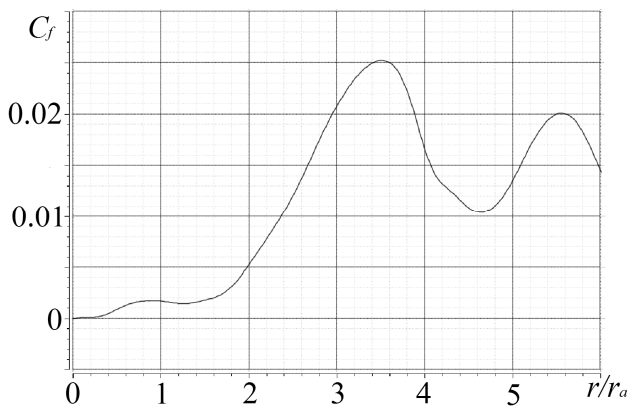
б



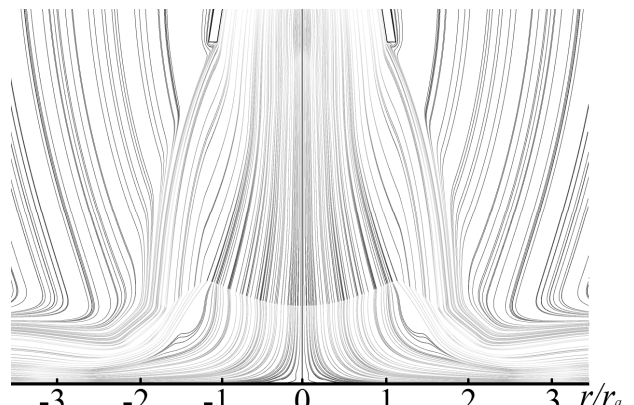
в



г



д



е

Рис. 3. Газодинамические параметры для случая  $I=4R$ :

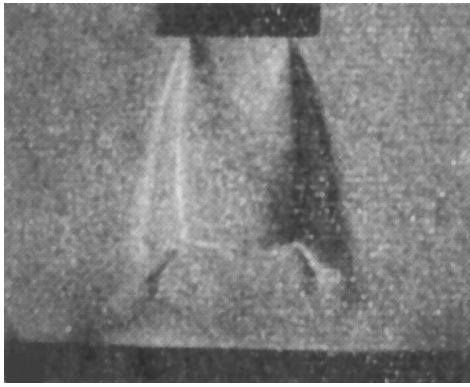
а – экспериментальная визуализация (шлирен-фотография) картины течения; б – градиент плотности; в – коэффициент давления на пластине (сплошная линия – численный расчет, круги – эксперимент); г – числа Маха; д – коэффициент трения на пластине; е – линии тока

На рис. 4е четко видно циркуляционное возвратное отрывное течение, которое образуется за прямым скачком. Как и в первом случае, отрыв течения приводит к возникновению отрицательных значений коэффициента трения (рис. 4д).

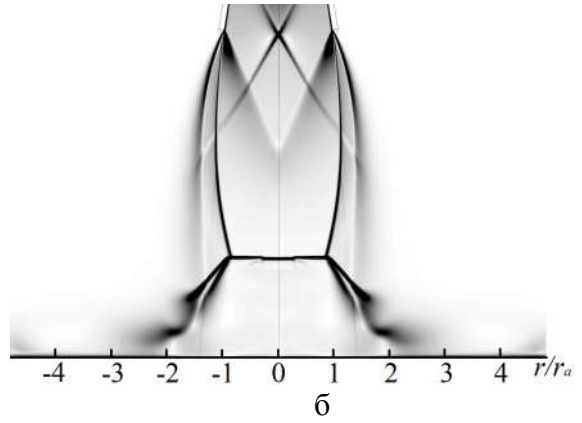
Следует отметить, что процесс натекания высокоскоростного потока газа на преграду является нестационарным. Нестационарность сопровождается колебанием газодинамических характеристик в

зоне взаимодействия струи с преградой. На рис. 5 представлены графики изменения давления в точке торможения. Колебания давления не имеют постоянного периода и амплитуды.

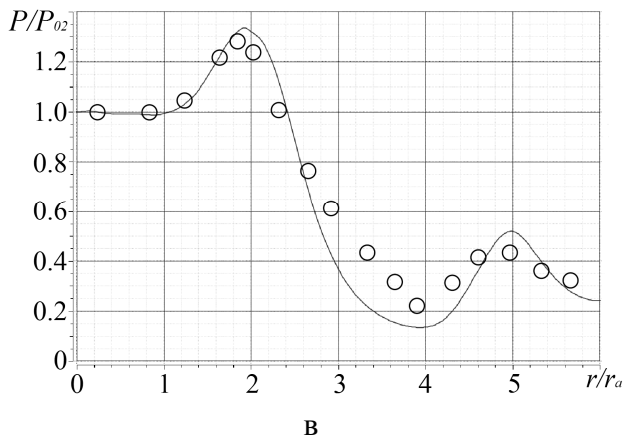
**Выводы.** Для численного моделирования взаимодействия недорасширенной сверхзвуковой струи газа с плоской преградой применены нестационарные осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса.



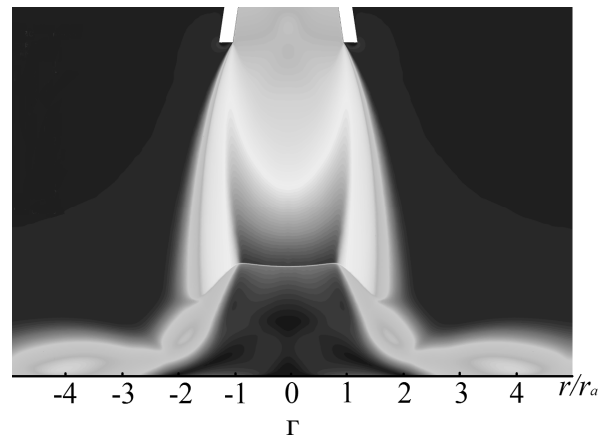
а



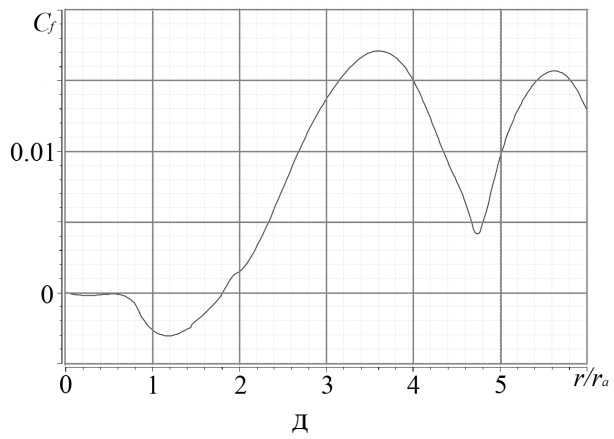
б



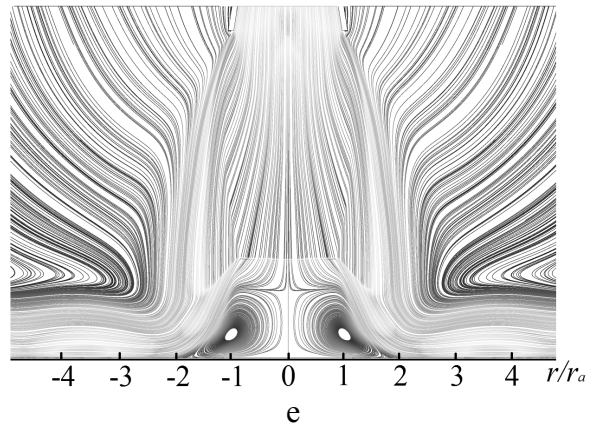
в



г



д



е

Рис. 4. Газодинамические параметры для случая  $l=6R$ :

а – экспериментальная визуализация (шлирен-фотография) картины течения; б – градиент плотности; в – коэффициент давления на пластине (сплошная линия – численный расчет, круги – эксперимент); г – числа Маха; д – коэффициент трения на пластине; е – линии тока.

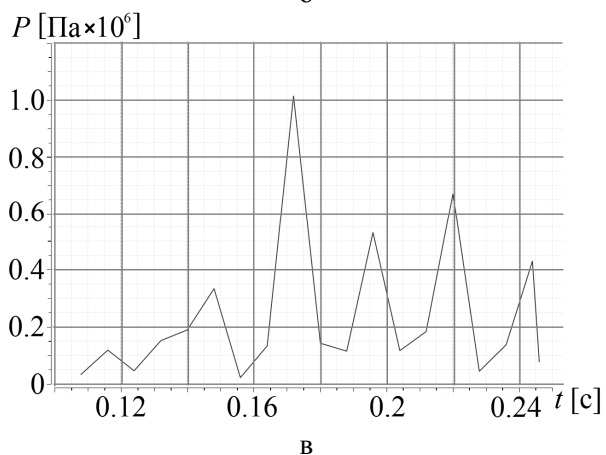
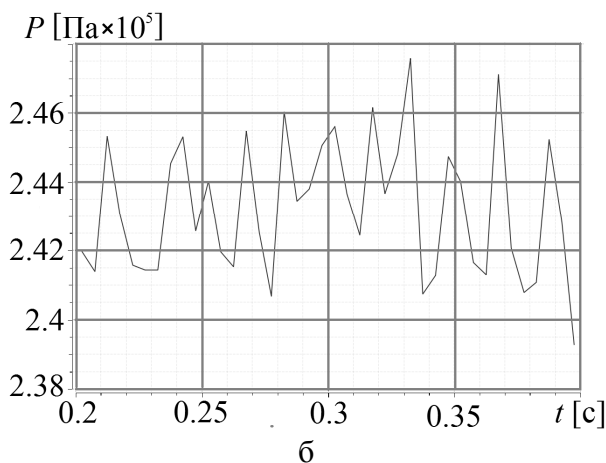
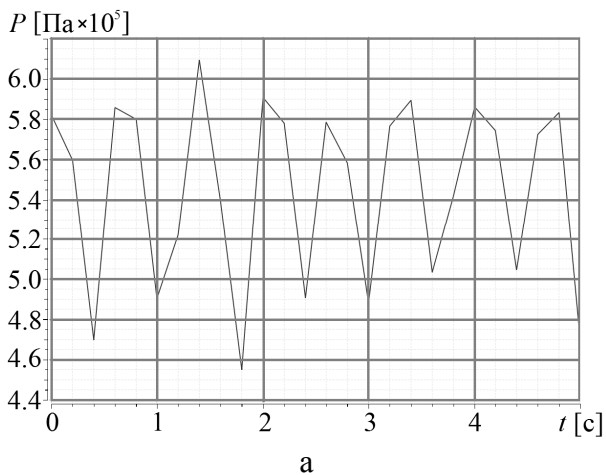


Рис. 5. Представление колебательного процесса: а – для случая  $l=2R$ ; б – для случая  $l=4R$ ; в – для случая  $l=6R$

Исследовано влияние расстояния от среза сопла до преграды на структуру течения и распределение газодинамических параметров. Результаты расчетов представлены в виде распределения числа Маха и градиента плотности в расчетной области, а также коэффициентов давления и трения по поверхности пластины. Выполнено сравнение результатов

численного счета с экспериментальными данными.

#### Библиографические ссылки

1. Alvi F.S., Ladd J.A., Bower W.W. Experimental and Computational Investigation of Supersonic Impinging Jets. *AIAA Journal*. V. 40. 2002. P. 599–609.

2. Адрианов А.Л., Безруков А.А., Гапоненко Ю.А. Численное исследование взаимодействия сверхзвуковой струи газа с плоской преградой. *Прикладная механика и техническая физика*. 2000. Т. 41. № 4. С. 106–111.

3. Анцупов А.В., Благодосклон В.И., Пимштейн В.Г. Взаимодействие перерасширенной струи газа с плоской преградой. *Учен. зап. ЦАГИ*. 1973. Т. 4. № 1. С. 84–87.

4. Губанова О.И., Лунев В.В., Пластинина Л.И. О центральной срывной зоне при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи с преградой. *Изв. АН СССР, МЖГ*. 1971. № 2. С. 135–138.

5. Дубинская Н.В., Иванов М.Я. К расчету взаимодействия сверхзвуковой струи идеального газа с плоской преградой, перпендикулярной ее оси. *Учен. зап. ЦАГИ*. 1975. Т. 6. № 5. С. 38–44.

6. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Численное моделирование взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой. *Электронный журнал «Труды МАИ»*. 2013. Вып. № 70. С. 30–43.

7. Мельникова М.Ф., Нестеров Ю.Н. Воздействие сверхзвуковой нерасчетной струи на плоскую преграду, перпендикулярную оси струи. *Учен. зап. ЦАГИ*. 1971. Т. № 5. С. 105–108.

8. Набережного Г.В., Нестеров Ю.Н. Неустойчивое течение в области взаимодействия недорасширенной струи с преградой. *Учен. зап. ЦАГИ*. 1982. Т. 13. № 4. С. 134–140.

Надійшла до редколегії 01.06.2018 р.



## РАЦИОНАЛЬНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ УТИЛИЗАЦИИ ТЕПЛОТЫ ТУРБОКОМПРЕССОРНЫХ СТАНЦИЙ

Г. С. Олишевский, И. Г. Олишевский

*Национальный технический университет «Днепровская политехника», пр. Дмитрия  
Яворницкого, 19, г. Днепр, 49005, Украина, e-mail: olishevskiyg@ukr.net*

**Аналитично проаналізовано різноманітні технології утилізації теплоти турбокомпресорних станцій і обґрунтовано вибір їх найбільш раціональних варіантів та значень проміжних температур нагріву води між охолоджувачами повітря турбокомпресора.**

**Ключові слова:** тепловий насос, повітряний турбокомпресор, утилізація теплоти, холодоагент, охолоджувач повітря, коефіцієнт перетворення енергії, система опалення, економія палива.

**Analytical analysis of various technologies for heat recovery of turbocharger stations and justified their choice of the most rational options and values of intermediate temperatures of water heating between air coolers of a turbocharger.**

**Keywords:** Heat Pump, Air Turbocharger, Heat Recovery, Cold-agent, Air-cooler, Coefficient of Transformation of Energy, System of Heating, Fuel Saving.

**Аналитически проанализированы различные технологии утилизации теплоты турбокомпрессорных станций и обоснован выбор наиболее рациональных вариантов и значений промежуточных температур нагрева воды между воздухоохладителями турбокомпрессора.**

**Ключевые слова:** тепловой насос, воздушный турбокомпрессор, утилизация теплоты, хладагент, воздухоохладитель, коэффициент преобразования энергии, система отопления, экономия топлива.

**Введение.** В настоящее время одной из актуальных проблем является проблема энергосбережения. Данная проблема обусловлена тем, что потребление энергии и неблагоприятное влияние на окружающую среду увеличиваются, производство энергии осуществляется недостаточно эффективно, а запасы основных топливно-энергетических ресурсов природного происхождения уменьшаются. Необходимо не только потреблять меньше энергии, а использовать ее наиболее полно в каждом конкретном случае, уменьшая неизбежные в любом техническом процессе выбросы во внешнюю среду. Можно сказать, что эффективность использования энергии является индикатором научно-технического уровня и экономического потенциала страны [4].

Существуют различные мощные энергетические установки, в которых происходят значительные выбросы тепловой энергии в окружающую среду. Это конденсационные электростанции [1], силовые трансформаторы высокой мощности [2], мощные установки кондиционирования шахт и крупных объектов, а также другие высокоэнергетичные установки и системы.

По этим установкам разработаны либо разрабатываются технические решения по утилизации тепловой энергии, выбрасываемой в окружающую среду. Как правило, данная энергия используется для местных систем отопления и горячего водоснабжения. При этом используются различные методы, в том числе и нетрадиционные, такие как применение тепловых насосов, гелиоустановок и другого оборудования.

Авторами решено проанализировать возможности различных способов утилизации теплоты на таких высокомоощных установках как воздушные турбокомпрессоры шахт. Данные установки используются в системах пневмопривода, применяемых на шахтах, относящихся к категории взрывоопасных. В применяемых на данный момент системах охлаждения турбокомпрессоров все тепло, воспринимаемое охлаждающей водой, отводится в окружающую среду. Величина отводимой теплоты может достигать до двух и более МВт. При этом установки имеют практически круглосуточный режим работы, что важно для функционирования системы отопления и горячего водоснабжения.

Поэтому поиск эффективных технологий утилизации тепловой энергии мощных энергетических установок для ее использования в системах отопления зданий является актуальным.

**Постановка задачи.** Задачей проведения исследования является анализ эффективности различных технологий и схем утилизации тепловой энергии мощных воздушных турбокомпрессорных установок шахт с последующим обоснованием наиболее рациональной из них для использования в системе отопления административно-бытовых зданий.

**Методы исследования.** Были использованы методы анализа и численного моделирования, реализованные в приложениях пакета Mathcad.

**Связь работы с научными и учебными программами кафедры.** Работа выполнена в соответствии с учебной программой подготовки магистров по специальности «Электроэнергетика, электротехника и электромеханика».

**Результаты и их обсуждение.** В качестве исследуемого объекта был выбран воздушный турбокомпрессор К-500, получивший широкое распространение на шахтах. При сжатии воздуха в ступени турбокомпрессора происходит существенное повышение его температуры. В свою очередь, дальнейшее сжатие воздуха при повышенной температуре ведет к неоправданным дополнительным затратам мощности привода компрессора. Поэтому между секциями турбокомпрессора применяют промежуточное охлаждение сжатого воздуха. Водяная система охлаждения турбокомпрессора К-500 представляет собой два промежуточных и концевой воздухоохладителя, в которых охлаждающая вода нагревается до 28 °С в соответствии с требуемой конечной температурой сжатого воздуха.

Поскольку температура воздуха при сжатии в ступенях турбокомпрессора достигает значений 90...100 °С и более, то было решено разделить каждый воздухоохладитель на две части. В первой

части можно было бы нагревать воду до требуемой температуры, используя лишь часть отводимой в воздухоохладителе теплоты. В свою очередь, во второй части каждого теплообменника происходит окончательное охлаждение сжатого воздуха до конечного значения 35 °С.

Таким образом, используя разработанную автоматизированную методику (рис. 1), была проанализирована возможность последовательного нагрева охлаждающей воды до 85 °С в первых частях всех трех воздухоохладителей (рис. 2) и определены промежуточные температуры воды между воздухоохладителями (50 °С и 73 °С), соответствующие максимальной тепловой мощности системы отопления (570 кВт) из условия равенства расходов воды в рассматриваемых трех частях воздухоохладителей, что соответствует 31 % всей отводимой теплоты в компрессоре (1862 кВт).

Данная схема оказалась более выгодной, чем схема нагрева воды сначала в первом промежуточном воздухоохладителе с последующим нагревом параллельно в двух оставшихся воздухоохладителях (рис. 3). При этом была определена рациональная промежуточная температура воды между данными ступенями нагрева (54 °С). Однако полученная тепловая мощность оказалась на четверть меньше, чем в схеме последовательного нагрева в трех воздухоохладителях (423 кВт). При этом в данных схемах не затрачиваются дополнительные энергоресурсы.

Были исследованы возможности применения теплового насоса в рассматриваемой системе. Тепловые насосы (ТН) широко применяются для теплоснабжения, а также кондиционирования жилых и административных зданий в различных странах и получают все большее распространение в Украине.

Принцип действия теплового насоса заключается в заборе теплоты от различных низкопотенциальных (низкотемпературных) источников энергии с последующей трансформацией в

высокотемпературную тепловую энергию и передаче ее потребителю. При этом затрачивается энергия на привод компрессора теплового насоса. В нашем случае в качестве низкопотенциального источника энергии выступает нагретая охлаждающая вода, температуру которой мы можем принимать в самых широких пределах.

Была рассмотрена последовательная схема подключения теплового насоса к потоку нагретой воды системы охлаждения турбокомпрессора (рис. 4).

Были исследованы случаи для различных значений температур воды, поступающей в испаритель теплового насоса из трех воздухоохладителей одновременно. Проанализировав данные варианты с помощью автоматизированной методики, реализованной в среде Mathcad, был установлен рост тепловой мощности системы отопления с понижением температуры нагреваемой воды на входе в тепловой насос, так как при этом увеличивался расход воды в системе и, соответственно, тепловая энергия, полученная в воздухоохладителях (табл. 1). Однако при этом существенно росли затраты энергии на привод компрессора в тепловом насосе (более 0,5 МВт при температуре воды на входе в тепловой насос 30 °С). Поэтому решено было остановиться на варианте с температурой воды 65 °С, что соответствует тепловой мощности системы отопления 976 кВт и, соответственно, мощности привода компрессора 92 кВт. То есть применение теплового насоса в схеме утилизации теплоты воздушного турбокомпрессора позволяет практически удвоить тепловую мощность системы отопления зданий при сравнительно небольших энергетических затратах на привод компрессора теплового насоса. Однако применение схемы утилизации теплоты без теплового насоса не требует дополнительных затрат энергии при обеспечении существенной тепловой мощности системы отопления.

Характеристики теплового насоса

определялись на основе базовых холодильных циклов, рассмотренных ранее в работе [3].

В качестве хладагента был использован широко распространенный хладагент – фреон – 11.

При этом на основании  $p, i$  – диаграммы данного фреона были описаны в виде функций от температуры конденсации  $t_k$  все процессы для различных режимов теплового насоса.

Результаты сравнительных исследований степени утилизации теплоты турбокомпрессора для различных схем представлены на рис. 5.

Таким образом, за счет утилизации тепловой энергии воздушной турбокомпрессорной установки можно обеспечить тепловой энергией систему отопления и горячего водоснабжения как административно-бытовых зданий шахты, так и других строений. При этом существующие котельные могут выступать в качестве резерва на случай аварийной ситуации.

#### **Выводы.**

1. Используя разработанную автоматизированную методику, было проанализировано и определено, что применение схемы последовательного нагрева охлаждающей воды в специальных частях воздухоохладителей позволяет использовать для нужд системы отопления свыше 30 % количества теплоты, отводимой в турбокомпрессоре К-500 при максимальной температуре горячей воды 85 °С. Показано, что данная схема является наиболее эффективной из всех подобных, не использующих дополнительные источники теплоты.

2. Обоснована возможность применения теплового насоса, подключенного последовательно к потоку нагретой воды из системы охлаждения турбокомпрессора, и определена температура нагретой воды на входе в ТН, принятая равной 65 °С из условия рациональных затрат мощности компрессора теплового насоса с удвоением тепловой мощности системы отопления зданий по сравнению со схемой утилизации теплоты без ТН.

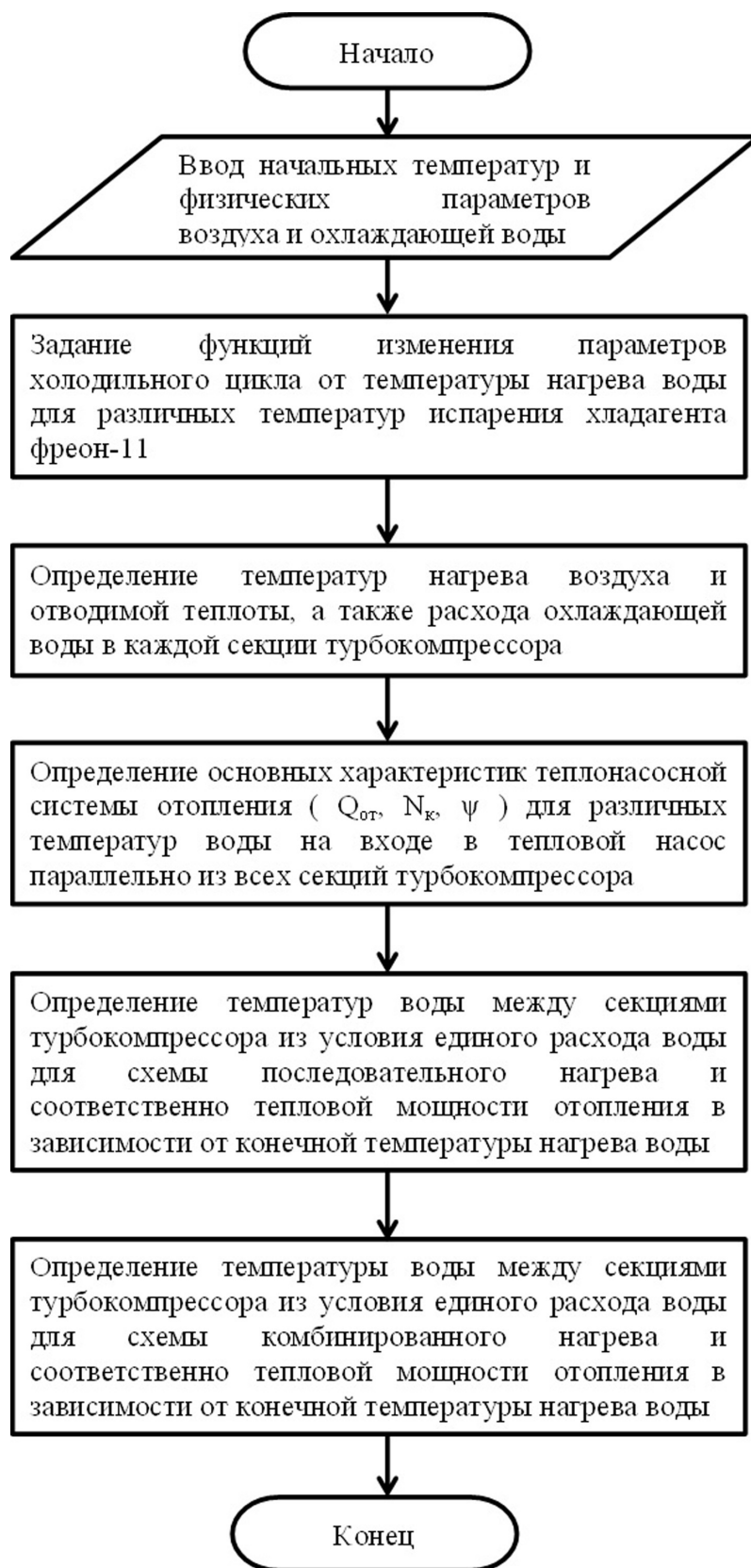


Рис. 1. Блок-схема автоматизированной методики расчета

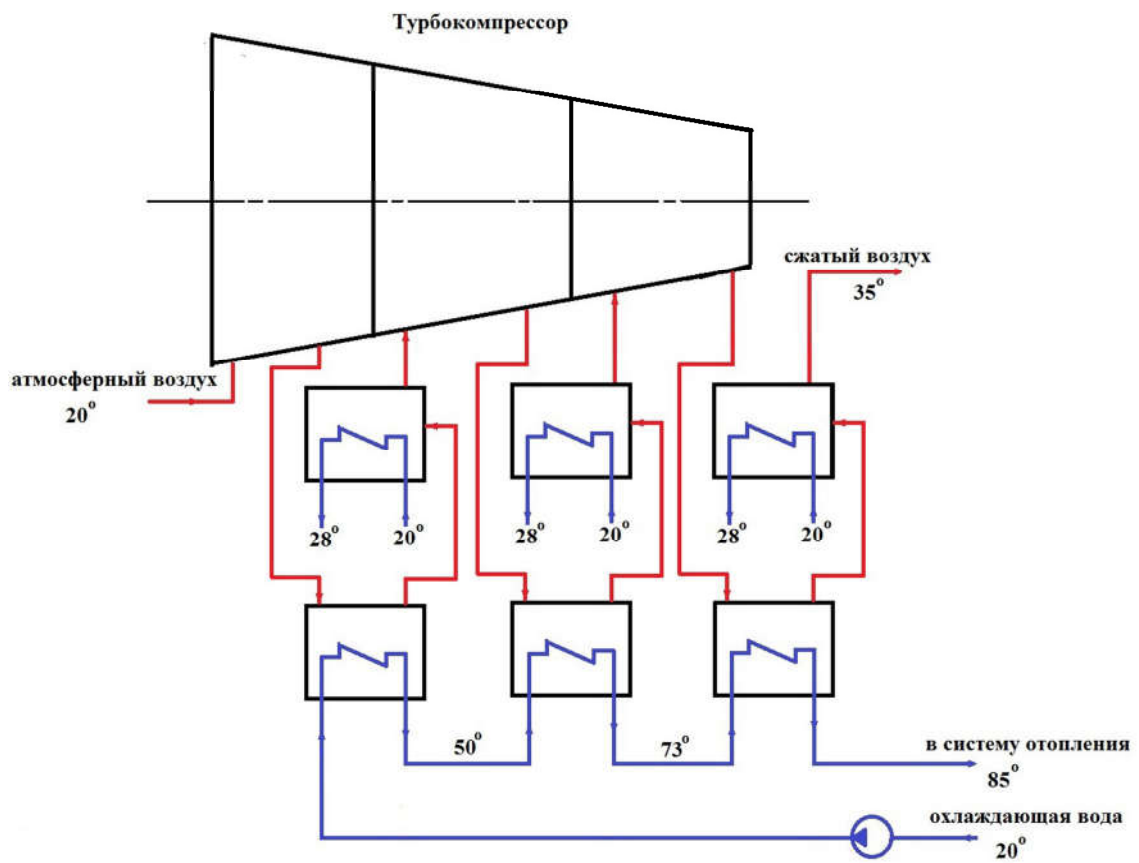


Рис. 2. Схема последовательного нагрева охлаждающей воды

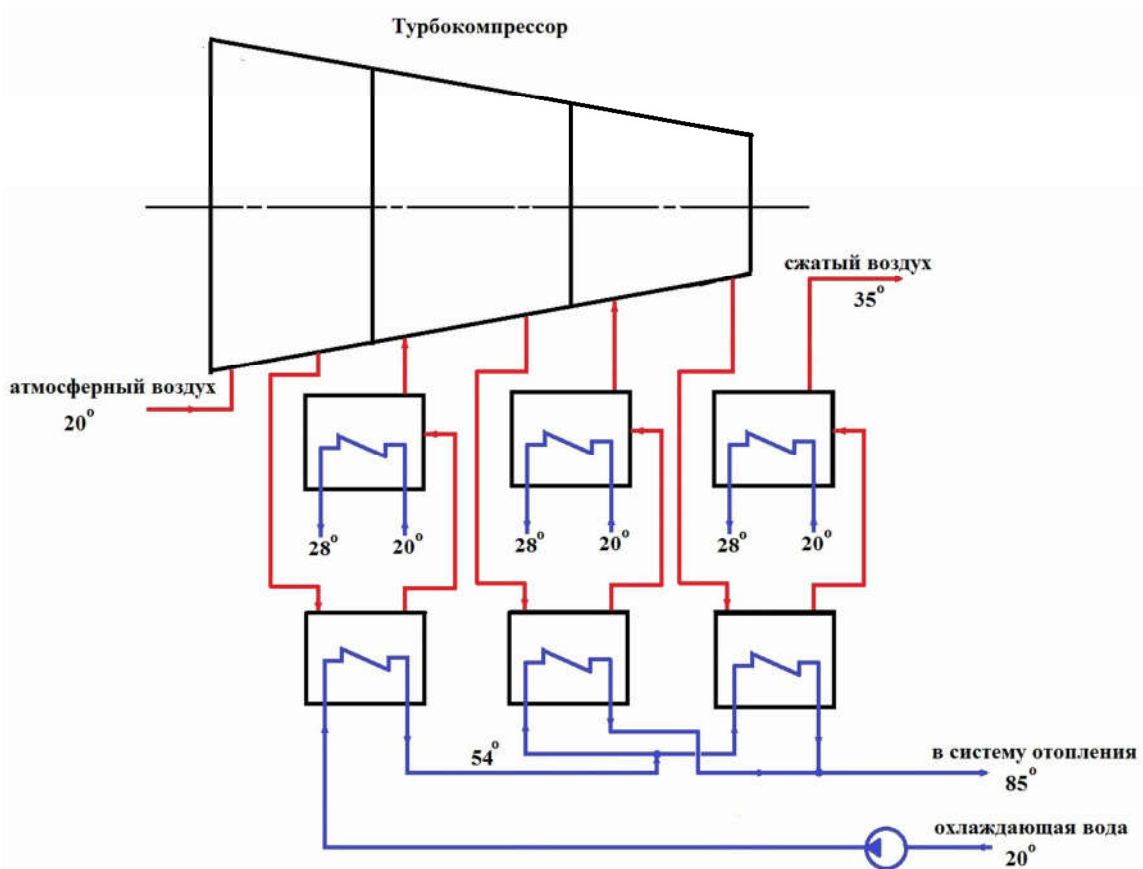


Рис. 3. Схема комбинированного нагрева охлаждающей воды

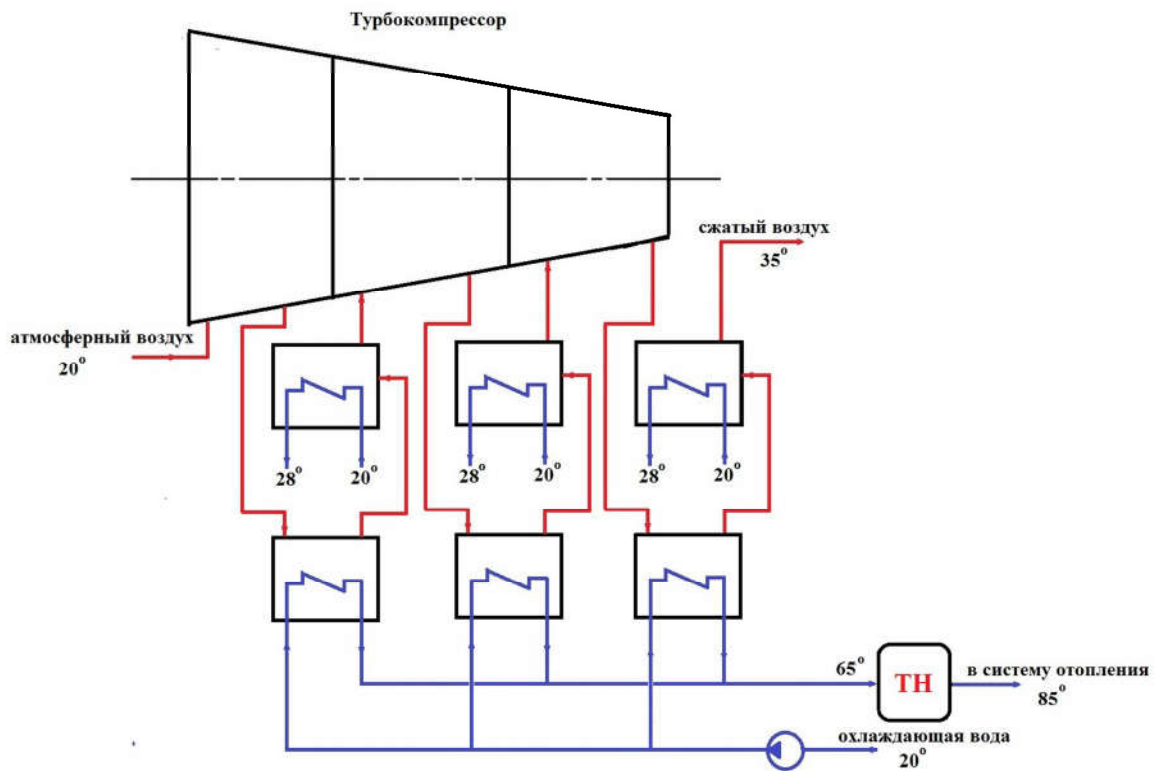


Рис. 4. Схема нагрева охлаждающей воды с применением теплового насоса

Таблица 1

Параметры теплонасосной установки

Температура воды на входе $t$ , °C	30	50	65
Мощность компрессора $N_k$ , кВт	654,13	251,25	92,30
Тепловая мощность $Q_{от}$ , кВт	2525	1577	976
Коэффициент преобразования $\psi$	5,0	8,2	13,7

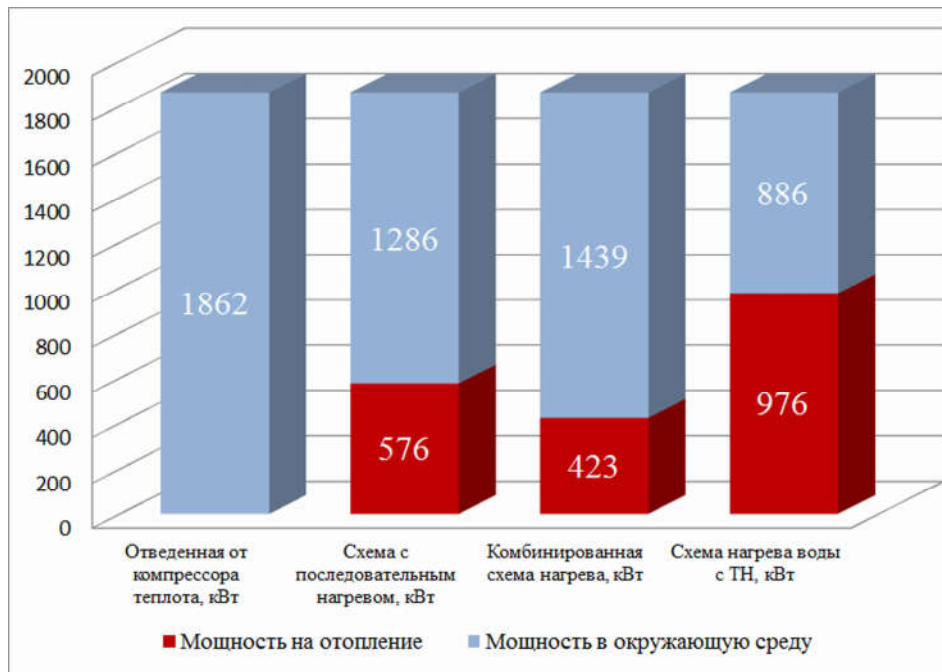


Рис. 5. Сравнительный анализ энергоэффективности различных схем утилизации теплоты турбокомпрессора К-500

3. Результаты исследований доказали возможность применения эффективных технологий утилизации тепловой энергии мощных воздушных турбокомпрессорных установок как без ТН, так и с ними. При этом разработанная автоматизированная методика показывает пути и перспективы автоматизации и компьютеризации управления подобными технологиями на практике.

#### **Библиографические ссылки**

1. Олишевский Г.С., Олишевский И.Г. Обоснование применения теплонасосного оборудования для теплофикационного режима конденсационных электростанций. *Вісник Дніпропетровського університету*. Серія: Ракетно-космічна техніка. 2014. № 4. Т. 22. вип. 18(2). С. 135–140. URL: <https://drive.google.com/file/d/1cW8-1RijvKdgc-CZ3QAdPcXE-rASPxqV/view> (дата звернення: 25.05.2018).

2. Олишевский Г.С., Олишевский И.Г. Обоснование применения теплонасосного оборудования для утилизации тепловых потерь в силовых трансформаторах большой мощности. *Вісник Дніпропетровського університету*. Серія: Ракетно-космічна техніка. 2015. № 4. Т. 23. Вип. 18(1). С. 131–136. URL: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/vdurkt\\_2015\\_23\\_18\(1\)\\_22](http://nbuv.gov.ua/UJRN/vdurkt_2015_23_18(1)_22) (дата звернення: 25.05.2018).

3. Олишевский И.Г. Обоснование рациональной схемы теплонасосной системы отопления. *Механіка гіроскопічних систем*. 2015. Вип. 30. С. 26–35. URL: [http://nbuv.gov.ua/UJRN/mgs\\_2015\\_30\\_5](http://nbuv.gov.ua/UJRN/mgs_2015_30_5) (дата звернення: 25.05.2018).

4. Разумный Ю.Т., Заїка В.Т., Степаненко Ю.В. Энергобережения : навч. посіб. Дніпропетровськ : Національний гірничий університет, 2005. 166 с.

*Надійшла до редколегії 09.07.2018 р.*

УДК 621.454.2.046.4:662.75

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ РАСЧЕТЕ ОСТАТКОВ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА**

**И.Н. Орлянская, О.М. Иванов**

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»,  
ул. Криворожская, 3, г. Днепр, 49008, Украина,  
e-mail: innaorlyanskaya@gmail.com, oleg-ivn@ukr.net*

Проведено порівняльний аналіз результатів визначення залишків компонентів у системі живлення двома методами: експериментальним та чисельним. Експериментально залишок визначали на масштабній моделі, чисельно – використовуючи програмний продукт ANSYS (CFX). Надано рекомендації щодо налаштування програмного продукту для отримання задовільної збіжності з експериментальними даними.

**Ключові слова:** забірний пристрій, система живлення, залишки компонентів палива, гідравлічний залишок, ANSYS, FluidFlow, CFX.

Analysis comparison of the results of the determination of the propellant residual in the propellant supply system by two methods: experimental and numerical was spent. Experimentally, the propellant residual was determined by the scale model. The propellant residual was determined numerically using ANSYS (CFX) software. Recommendations are given for setting up the software product to obtain satisfactory convergence with experimental data.

**Keywords:** intake device, propellant supply system, propellant residuals, hydraulic residual, ANSYS, Fluid Flow, CFX.

Проведен сравнительный анализ результатов определения остатка компонента в системе питания двумя методами: экспериментальным и численным. Экспериментально остаток определялся на масштабной модели, численно – используя программный продукт ANSYS (CFX). Даны рекомендации по настройке программного продукта для получения удовлетворительной сходимости с экспериментальными данными.

**Ключевые слова:** заборное устройство, система питания, остатки компонентов топлива, гидравлический остаток, ANSYS, FluidFlow, CFX.

**Введение.** При проектировании ракет-носителей рассчитываются запасы топлива, необходимые для выполнения заданных миссий. В число этих запасов входят остатки компонентов топлива (ОКТ).

ОКТ представляют собой часть топлива, которая не может быть выработана из системы питания из-за нарушения требований к компонентам топлива, предъявляемых двигательной установкой (ДУ). К таким требованиям относят: обеспечение сплошности компонентов топлива, давления на входах в двигатели и других параметров в пределах, обеспечивающих работоспособность ДУ.

Традиционно при проектировании новых заборных устройств опираются на результаты, полученные при экспериментальной отработке ранее разработанных изделий. Эмпирические зависимости, полученные по результатам испытаний, справедливы для конкретной конструкции заборного устройства и узкого диапазона параметров [1; 3; 7]. Их применение при проектировании нового изделия вынуждает использовать коэффициенты запаса, которые, в свою очередь, снижают массу выводимого полезного груза.

Использование численного моделирования средствами программного продукта ANSYS позволяет эффективно применять его при определении ОКТ на любых режимах работы двигателей, при различных условиях полета и при произвольной конфигурации трактов питания.

**Постановка задачи.** Целью исследования являлось применение численного моделирования в программном продукте ANSYS для решения задач по определению остатков топлива в системе питания.

Для подтверждения достоверности численного расчета результаты сравнивались с экспериментальными данными.

Для исключения влияния на результаты масштабного фактора и различий в свойствах компонента и модельной жидкости численный расчет

проводился для условий, максимально приближенных к условиям экспериментальной отработки, а именно: одинаковые масштабы моделей, ускорение свободного падения, модельная жидкость.

Задачами исследования являлись:

- определение гидравлического остатка в баке;
- определение гидравлического остатка в системе питания;
- построение зависимости остатка от критерия подобия Фруда;
- сравнение с экспериментальными данными.

**Объект исследования.** Объектом исследования являлась масштабная модель системы питания окислителем ДУ I ступени космической РН. Масштабная модель прошла наземную экспериментальную отработку, в результате которой получены зависимости гидравлического остатка в баке и в системе питания от критерия подобия Фруда.

Расчетные модели представляли собой трехмерные электронные модели тракта питания, имеющие те же основные геометрические характеристики, что и экспериментальные модели.

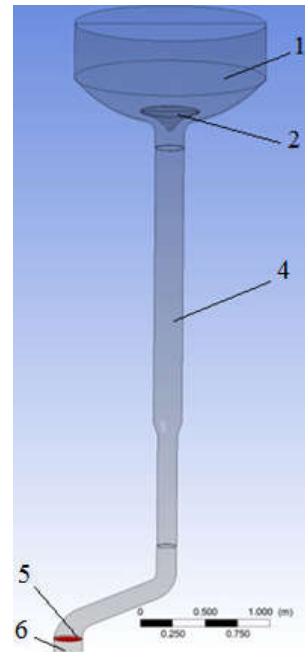
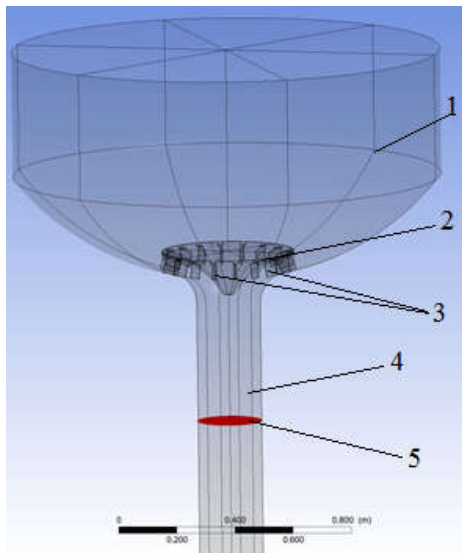
Для выполнения граничных условий к расчетным моделям подсоединялись прямолинейные участки трубопроводов длиной, равной десяти диаметрам трубопровода.

Расчетные модели представлены на рис. 1: а) – для определения остатка в баке; б) – для определения остатка в системе питания.

Для упрощения расчета при исследовании гидравлического остатка в системе питания ребра в расчетной модели не моделировались.

**Методы и способы исследования.** На заключительном этапе полета при сливе из бака образуется гидродинамический провал уровня над сливным отверстием. Прорыв газа в расходную магистраль происходит при достижении критического уровня топлива, высота которого определяется конструкцией заборного устройства и зависит от числа Фруда. По критическому уровню определяется гидравлический остаток в баке [1; 4; 5].





а) **Рис. 1. Модели для исследования гидравлического остатка:**

1 – бак; 2 – заборное устройство; 3 – ребра; 4 – трубопровод; 5 – расчетное сечение; 6 – прямолинейный участок трубопровода для обеспечения граничных условий

После прохождения критического уровня происходит проникновение газа наддува под свободный уровень топлива в расходную магистраль и формирование газожидкостной смеси из-за взаимодействия свободной поверхности со струей, образованной стекающими остатками топлива с дна бака и заборного устройства. Газожидкостная смесь при постоянном расходе топлива перемещается вдоль тракта питания и попадает в двигатель.

Процессы движения газожидкостной смеси описываются системой нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных – уравнениями Навье – Стокса с учетом каждой фазы, которые в общем случае включают в себя: уравнения неразрывности, движения, энергии и диффузии [6].

При использовании программного продукта ANSYS с модулем Fluid Flow (CFX) исходные дифференциальные уравнения в частных производных заменяются системой алгебраических уравнений, которые при использовании метода конечных объемов связывают между собой значения искомым переменных в группе узловых точек. Конечно-элементная сетка с узловыми

точками, построенная при численном моделировании, распределяется по всей вычислительной области во времени и в пространстве [2].

Для расчетов в ANSYS (CFX) была выбрана Эйлерова модель VOF (Volume of Fluid), которая используется для моделирования многофазного течения с четкими границами раздела фаз при опорожнении емкостей, плескании жидкости и движения больших пузырей газа в жидкости.

При выбранной модели VOF для каждой фазы решается один единый набор уравнений сохранения импульса и добавляются уравнения переноса объемной доли каждой фазы.

Исходя из граничных условий, в результате решения уравнений получают распределение параметров течения (скоростей, давлений, температур) в зависимости от пространственного расположения, определяющегося координатами  $x$ ,  $y$ ,  $z$ , и времени  $t$ . Нахождение параметров жидкости происходит итерационным методом.

Численные расчеты для определения остатков топлива проводились для следующих условий и режимов:

- модельная жидкость: вода при температуре 11 °С;
- модель без переноса тепла;
- учет земной гравитации;
- расходы модельной жидкости: 44; 50; 75; 104; 119 дм<sup>3</sup>/с;
- модель турбулентности: k-Epsilon ( $Re_{вых.} = 2 \cdot 10^5 \dots 5 \cdot 10^5$ );
- граничные условия: на входе в модель – статическое давление, равное атмосферному, на выходе – скорость, осредненная по сечению.

Результатом численного расчета было определение гидравлического остатка в момент, когда сплошность потока достигала заданного значения.

В процессе расчета газожидкостная смесь представляла собой столб, в котором сплошность жидкости менялась от 1 в нижней точке расчетной области до 0 на свободной поверхности. Условием определения гидравлического остатка по сплошности для расчетного сечения являлось:

$$0,91 \leq \varphi \leq 0,99; \quad (1)$$

где  $\varphi$  – сплошность потока в расчетном сечении.

Сплошность потока контролировалась в расчетных сечениях, показанных на рис. 1. Расположение расчетных сечений соответствовало установке

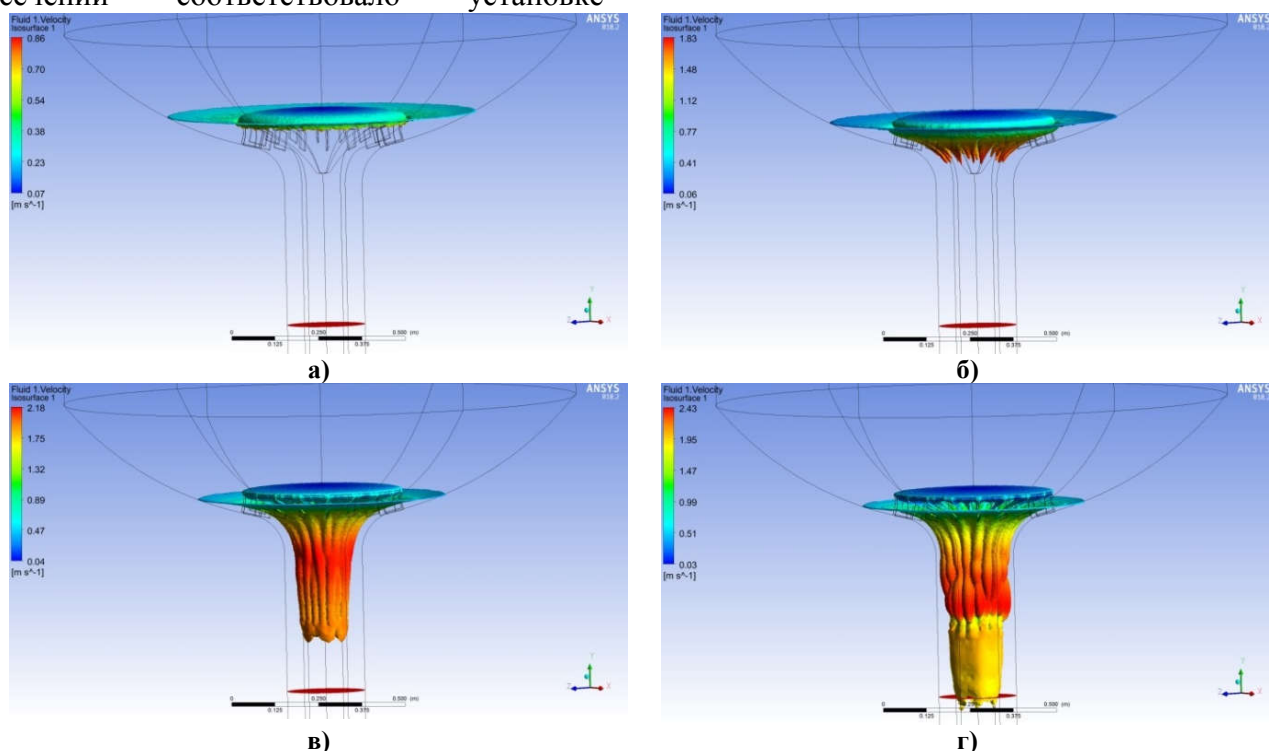


Рис. 2. Динамика изоповерхности разделения газовой и жидкой фазы при сливе из бака

датчиков сплошности, по которым определялся гидравлический остаток в экспериментальных работах.

В момент времени, когда сплошность потока достигала значения, попадающего в диапазон (1), расчет останавливался и определялся гидравлический остаток по зависимости:

$$V_{гидр.} = V_{ж.} + V_{тар.} - V_{уч.тр.}, \quad (2)$$

где  $V_{ж.}$  – объем жидкости в модели на момент достижения сплошностью заданного значения;

$V_{тар.}$  – объем жидкости в тарели;

$V_{уч.тр.}$  – объем прямолинейного участка трубопровода, подсоединенного для обеспечения граничных условий.

**Результаты.** Результаты численных расчетов представлены на рис. 2–5.

На рис. 2 а) – г) показана граница раздела жидкой и газовой фазы при сливе из бака, на рис. 3 а) – в) – при сливе из системы питания.

На рис. 2 а) – в) виден гидродинамический провал уровня над сливным отверстием. На рис. 3 показаны фазы движения газодинамической смеси по расходной магистрали. По мере продвижения вдоль магистрали газовая фаза дробится на более мелкие пузыри.

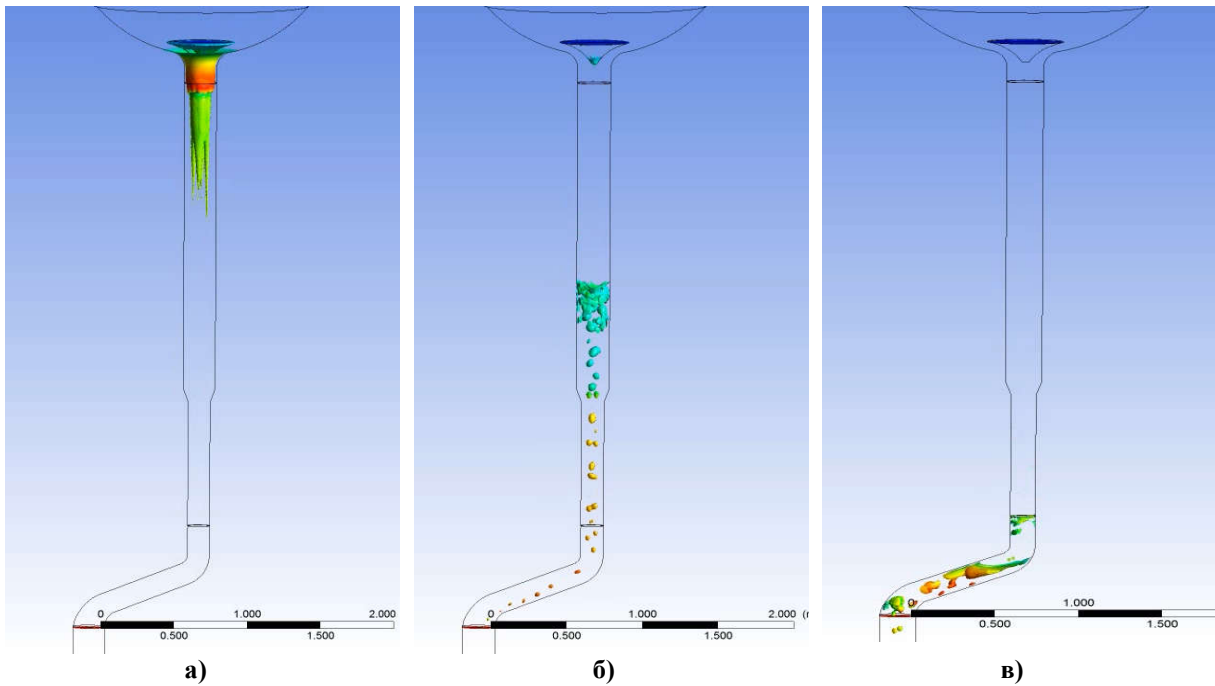


Рис. 3. Динамика изоповерхности разделения газовой и жидкой фазы при сливе из системы питания

Рис. 2 г) и рис. 3 в) соответствуют моменту выполнения условия по сплошности (1).

На рис. 4 и 5 представлены результаты численных расчетов и экспериментальных работ.

На каждом режиме определялся объем  $V_{ж}$  для нескольких значений  $\varphi$ , попадающих в заданный интервал, затем данные аппроксимировались степенной функцией:

$$V_{\bar{o}} = 474 \cdot Fr^{0,34}, \quad (3)$$

где  $V_{\bar{o}}$  – гидравлический остаток в баке.

#### Анализ полученных результатов.

Как видно из рис. 4, численные расчеты имеют удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными. Сходимость результатов расчета гидравлического остатка в баке зависит от числа Фруда: при малых расходах отличие расчета от эксперимента составляет 26 %, при максимальных расходах – до 4 %.

Разброс расчетных значений остатка можно объяснить тем, что не проводилось моделирование слива из тарели, а к вычисленному объему прибавлялся объем жидкости, заполняющей всю тарель.

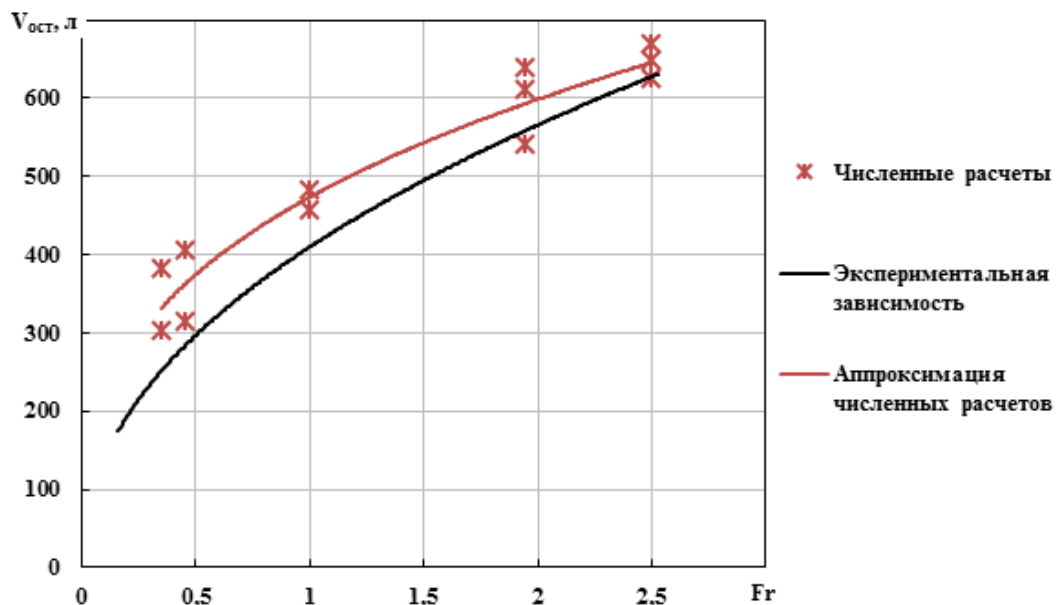


Рис. 4. График зависимости гидравлического остатка в баке от числа Фруда

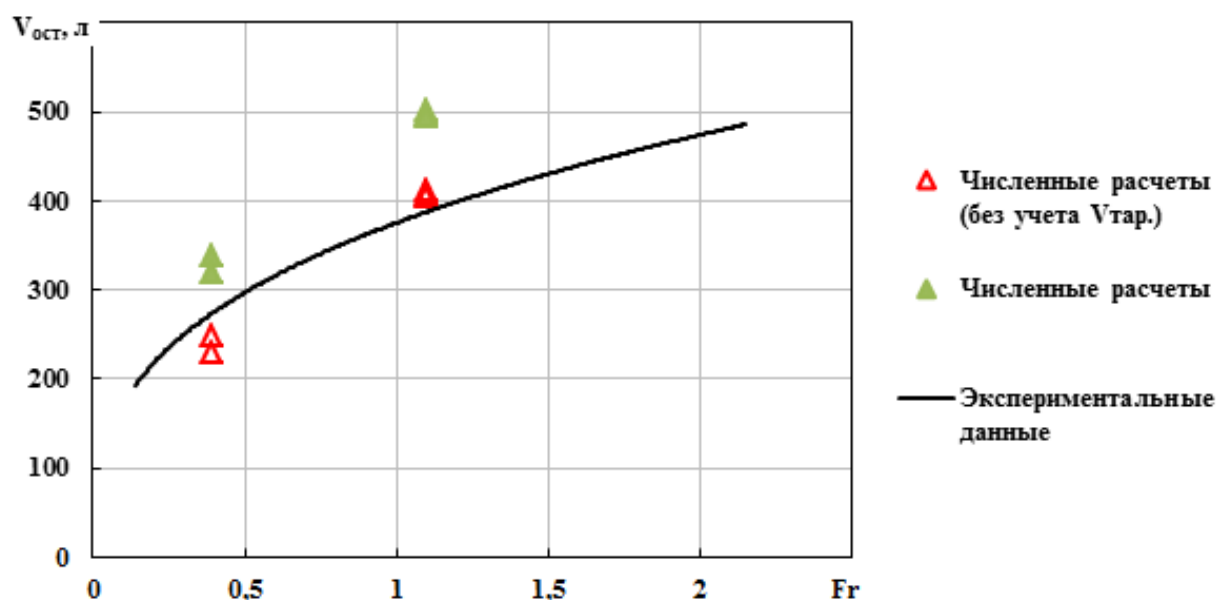


Рис. 5. График зависимости гидравлического остатка в системе питания от числа Фруда

При малых расходах жидкость из тарели полностью сливается и является составляющей гидравлического остатка. При больших расходах жидкость из тарели не успевает полностью слиться. Таким образом, прибавляя весь объем тарели к объему жидкости при малых расходах, значение остатка завышается на величину объема тарели. Отличие между расчетными и экспериментальными данными практически равно объему тарели, что подтверждает сделанное выше предположение.

К моменту формирования остатка в системе питания модельная жидкость полностью успевает слиться из тарели, поэтому на рис. 5 приведены результаты расчета с учетом объема жидкости в тарели и без его учета. Как видно на рис. 5, остаток без учета объема тарели имеет лучшую сходимость с экспериментальными данными.

**Выводы.** Использование численного моделирования при расчете остатков компонентов топлива в баках систем питания РН средствами программного продукта ANSYS (CFX) позволяет получить удовлетворительную сходимость с результатами эксперимента и может применяться на этапе эскизного проектирования для вновь разрабатываемых изделий.

#### Библиографические ссылки

1. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. Москва : Машиностроение, 1976. 336 с.

2. Бруйка В.А., Фокин В.Г., Солдусова Е.А., Глазунова Н.А., Адеянов И.Е. Инженерный анализ в ANSYS Workbench : учеб. пособ. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 271 с.: ил.

3. Давыдов С.А., Горелова К.В. Исследования проникновения газа в сливную магистраль на заключительном этапе опорожнения топливного бака. *Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб.* / под гл. ред. канд. техн. наук А.В. Дегтярева; под науч. ред. канд. техн. наук А.В. Новикова. Государственное предприятие «Конструк-торское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», 2012. Вып. 1. С. 228–234.

4. Поликовский В.И., Перельман Р.Г. Воронкообразование в жидкости с открытой поверхностью. Москва : Госэнергоиздата, 1959. 191 с.

5. Токарев В. Е. Истечение жидкости из емкости с образованием воронки. *Известия высших учебных заведений. Сер. Авиационная техника.* 1967. № 3. С. 92–94.

6. Флетчер. К. Вычислительные методы в динамике жидкостей. В 2-х т. Т. 1; пер. с англ. Москва : Мир, 1991. 504 с.: ил.

7. Шевченко Б.А. Расчетный и экспериментальный метод разработки средств забора компонентов из баков летательных аппаратов с жидкостным ракетным двигателем : дис. канд. техн. наук. Днепропетровск, 1990. 209 с.

Надійшла до редколегії 01.08.2018 р.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КАПИЛЛЯРНОГО РАДИУСА ЯЧЕЕК СЕТОК С ДЕФОРМИРОВАННОЙ СТРУКТУРОЙ ПЛЕТЕНИЯ

Н.О. Позднышев

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» и М.К. Янгеля»,  
ул. Криворожская, 3, г. Днепр, 49008, Украина, e-mail: n.pozdnyshev@gmail.com*

Експериментально досліджено зміни капілярного радіуса вічок металічних тканих сіток залежно від ступеня деформованості структури їх плетіння. Приведено значення вимірювань капілярного радіуса вічок залежно від кута переплетіння волокон сіток. Надано рекомендації щодо можливості використання деформованих сіток у пристроях забезпечення суцільності компонентів палива баків космічних літальних апаратів.

**Ключові слова:** сітчастий фазорозділювач, структура плетення сітки, поверхня розділу фаз, паливний бак, утримуюча здатність, капілярний радіус.

The article is devoted to the experimental study of the change in the capillary radius of cells of metal woven nets, depending on the degree of deformation of the structure of their weaving. The values of the measurements of the capillary radius of the cells are given as a function of the interlacing angle of the fibers of the nets. Recommendations are given on the possibility of using deformed nets in devices to ensure the continuity of the components of the fuel tanks of spacecraft.

**Keywords:** mesh phase separator, mesh plaiting structure, interfacial surface, fuel tank, holding capacity, capillary radius.

Експериментально исследованы изменения капиллярного радиуса ячеек металлических тканых сеток в зависимости от степени деформированности структуры их плетения. Приведены значения замеров капиллярного радиуса ячеек в зависимости от угла переплетения волокон сеток. Даны рекомендации о возможности применения деформированных сеток в устройствах обеспечения сплошности компонентов топлива баков космических летательных аппаратов.

**Ключевые слова:** сетчатый фазоразделитель, структура плетения сетки, поверхность разделения фаз, топливный бак, удерживающая способность, капиллярный радиус.

**Введение.** В ряде случаев использования космической техники необходимо проведение запуска жидкостного ракетного двигателя в условиях практической невесомости. Для обеспечения такого запуска необходимо, чтоб в баке был определенный запас топлива в районе заборного устройства без газовых включений, которые могли бы привести к срыву работы двигателя [2]. Одним из вариантов решения этой задачи является использование капиллярных систем обеспечения сплошности компонентов топлива. Одним из основных элементов таких систем являются проницаемые экраны на основе металлических сеток с квадратными ячейками микронных размеров [3].

Данные экраны позволяют удерживать часть топлива в заданном ограниченном пространстве за счет сил поверхностного натяжения. Сетка такого экрана создает границу раздела фаз. Экран проектируется исходя из условия, что

перепад давления на сетке не превышает капиллярного давления, создаваемого сеткой. Чем меньше капиллярный радиус ячейки сетки, тем выше значение капиллярной удерживающей способности сетки и тем менее вероятно проникновение газа наддува в расходную магистраль двигательной установки.

Для увеличения капиллярной удерживающей способности сеток, их прочностных свойств и уменьшения их стоимости возможно использование метода деформирования структуры плетения путем изменения угла переплетения их волокон. В этом случае меняется форма ячеек и их геометрические характеристики: угол переплетения волокон, величина живого сечения. Данный способ рассмотрен и аналитически обоснован в работах [4; 5]. Для подтверждения аналитических методик расчета параметров деформированных сеток необходимо проведение экспериментального исследования.

**Постановка задачи.** Задача работы – экспериментальное определение капиллярного радиуса ячеек деформированных металлических сеток с квадратными ячейками в зависимости от угла переплетения их волокон. Капиллярный радиус ячеек сетки является ключевой величиной для расчета капиллярной удерживающей способности сетки при проектировании капиллярных систем обеспечения сплошности компонентов топлива.

**Объект исследования.** Металлическая тканая сетка имеет сложную пространственную структуру (рис. 1).

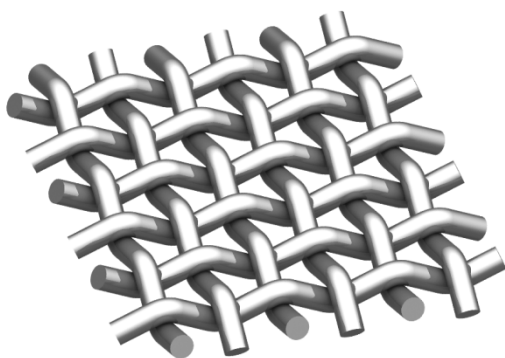


Рис. 1. Структура сетки полотняного плетения

Характерные размеры сеток определяются при ее проекции на плоскость.

На рис. 2 приведена проекция на плоскость сетки с деформированной структурой плетения. Как видно из рисунка, при деформации все характерные размеры ячеек сетки изменяются в зависимости от угла переплетения волокон.

В табл. 1 приведены типы и характеристики исходных металлических сеток полотняного плетения с квадратными

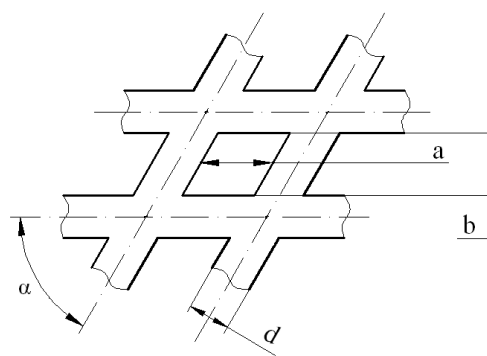


Рис. 2. Проекция структуры ячейки сетки на плоскость:

a – ширина ячейки в свету; b – высота ячейки в свету; d – диаметр проволоки;  $\alpha$  – угол переплетения волокон

ми ячейками, которые были использованы в качестве образцов для проведения экспериментального исследования [1].

Для создания каждого экспериментального образца, исходная сетка деформировалась на специальном устройстве и фиксировалась между двумя патрубками с помощью полимерного клея. Таким образом было изготовлено суммарно 39 экспериментальных образцов.

Использовалась модельная жидкость Бутанол-1, имеющая следующие характеристики:

- плотность  $\rho = 809 \text{ кг/м}^3$ ;
- коэффициент поверхностного натяжения  $\sigma = 0,0246 \text{ Н/м}$ .
- краевой угол контакта с материалом сеток  $\theta = 0$ .

**Методика проведения эксперимента.** Величина капиллярной удерживающей способности сетки определяется по формуле Лапласа в зависимости от формы поверхности раздела фаз. Последняя зависит от геометрических размеров ячейки.

Таблица 1

Типы используемых металлических сеток

№ п/п	Размер ячейки в свету, $a_j$ , мкм	Диаметр проволоки, $d_p$ , мкм	Материал	
1	80	80	нержавеющая сталь	12X18H10T
2	63	50	нержавеющая сталь	12X18H10T
3	63	40	латунь	Л80
4	50	40	латунь	Л80
5	40	30	нержавеющая сталь	12X18H10T
6	32	28	нержавеющая сталь	12X18H10T

В случае круглого капилляра формула имеет вид:

$$p_k = \frac{2\sigma}{r_k} \cos(\theta),$$

где  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения;

$r_k$  – радиус капилляра;

$\theta$  – краевой угол контакта жидкости и материала капилляра.

Так как форма деформированной ячейки геометрически сложна, то  $r_k$  определяется экспериментальным путем. Для этого производится измерение капиллярной удерживающей способности сетки при ее контакте с модельной

жидкостью с известными характеристиками. В этом случае величина  $r_k$ , с учетом малости краевого угла контакта жидкости с материалом сеток, определяется по зависимости [3]:

$$r_k = \frac{2\sigma}{p_k}$$

**Стендовая установка.** Для проведения экспериментального исследования был выбран пузырьковый метод определения капиллярной удерживающей способности сетки [3]. Схема стендовой установки приведена на рис. 3.

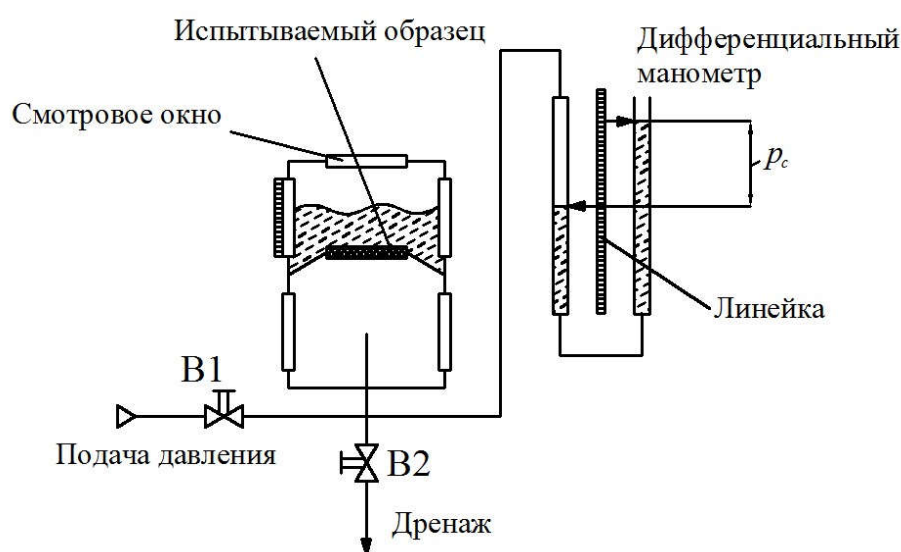


Рис. 3. Схема стендовой установки

**Проведение испытаний.** Испытание каждого образца производилось в следующем порядке:

- испытываемый образец герметично фиксируется на стендовой установке;
- поверхность сетки смачивается модельной жидкостью с помощью пипетки;
- открывается клапан В1 и достигается небольшой перепад давления на сетке;
- сверху на поверхность сетки наливается модельная жидкость до уровня 4 мм;
- открывается клапан В1, подается давление наддува и визуально фиксируется момент начала прорыва газа из-под сетки;
- в момент массового прорыва газа фиксируется уровень давления по диф-

ференциальному манометру;

- закрывается клапан В1;
- производится дренаж газа и жидкости путем открытия клапана В2 до завершения дренажа;
- испытываемый образец снимается со стендовой установки.
- производится пересчет снятого значения капиллярной удерживающей способности на величину капиллярного радиуса ячейки сетки.

**Результаты испытаний.** Результаты экспериментального определения зависимости капиллярного радиуса ячеек деформированных металлических сеток с квадратными ячейками в зависимости от угла переплетения их волокон приведены на рис. 4.

**Анализ полученных результатов.** Результаты измерений свидетельствуют об

уменьшении капиллярного радиуса ячеек при деформации структуры плетения всех типов сеток. При этом сетки, выполненные из латуни, деформируются в большей степени, чем выполненные из стали. Минимальные углы деформации достигаются именно на латунных сетках, минимальный из которых соответствует

сетке № 3 и равен  $45^\circ$ . При этом максимальное уменьшение капиллярного радиуса соответствует сетке № 4, что в 1,9 раз меньше по отношению к недеформированной сетке (по точкам с максимальным разбросом).

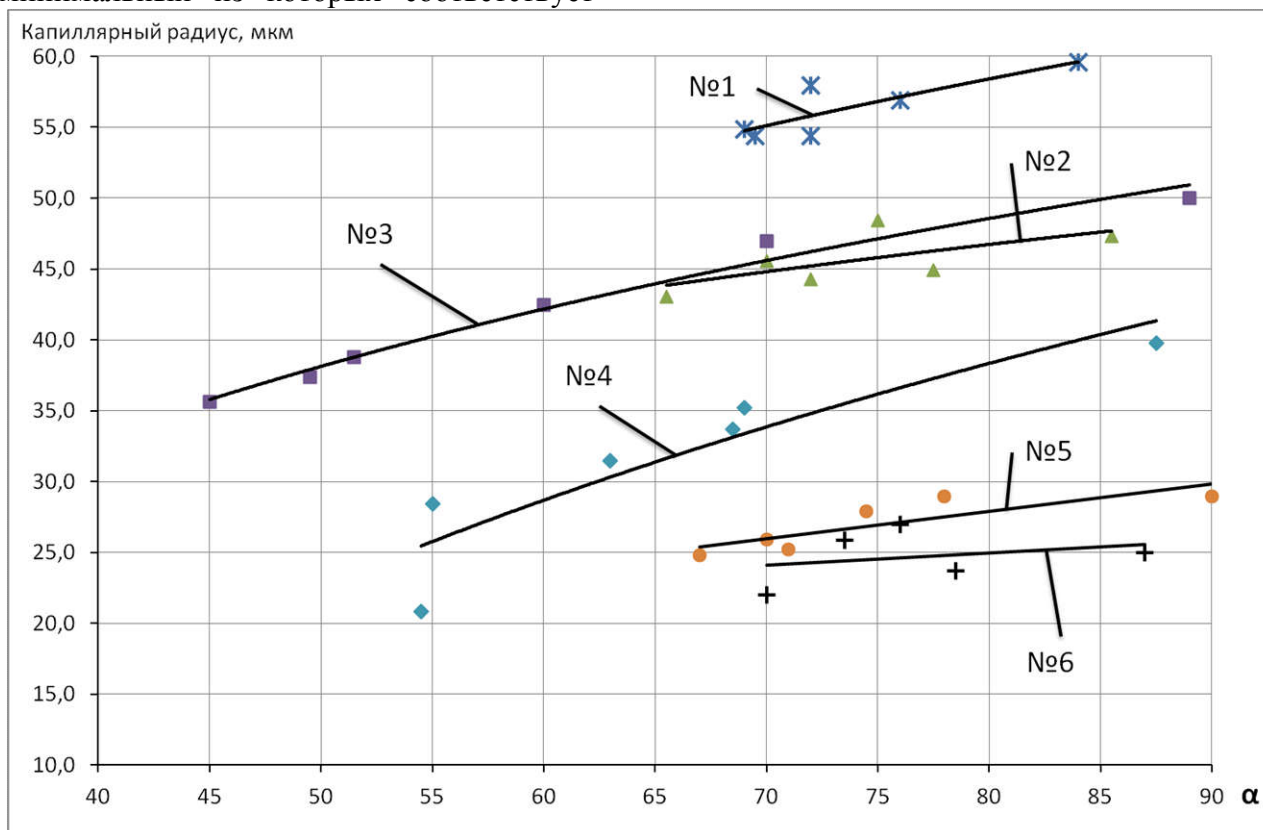


Рис. 4. Зависимость капиллярного радиуса  $r_k$  ячеек сеток в зависимости от угла переплетения их волокон (с указанием номеров сеток)

**Выводы.** Получены экспериментальные зависимости значений капиллярного радиуса ячеек деформированных металлических сеток с квадратными ячейками от угла переплетения их волокон.

Использовать способ деформирования структуры плетения сеток для увеличения капиллярной удерживающей способности сетчатых фазоразделителей возможно практически.

При монтаже сеток в системы обеспечения сплошности компонентов топлива возможно допускать деформацию структуры плетения волокон сетки, это не приводит к ухудшению характеристик системы по критерию капиллярной удерживающей способности.

В дальнейшем требуется проведение экспериментальных исследований, направленных на определение степени увеличения коэффициента гидравлического сопротивления сеток с деформированной структурой плетения. Требуется разработка устройств для деформации сеток больших размеров. А также необходимо проведение анализа расчетных методик по определению капиллярного радиуса ячеек сеток с деформированной структурой плетения и их корректировка по результатам эксперимента.

#### Библиографические ссылки

1. ГОСТ 6613–86. Государственный стандарт. Сетки проволочные тканые с квадратными ячейками. Москва : Изд-во стандартов, 1986. 11 с.



2. Двигательные установки ракет на жидком топливе / под ред. Элиот Ринг; пер. с англ. Ю.Б. Воронова, В.П. Оводова, Б.И. Трифонцева. Москва : Мир, 1966. 404 с.

3. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / В.М. Багров, А.В. Курпатенков, В.М. Поляев и др.; под ред. В.М. Поляева. Москва : УНПЦ «Энергомаш», 1997. 328 с.

4. Позднышев Н.О. Влияние деформированности структуры плетения сеток на проектные параметры сетчатых фазоразделителей. *Вісник*

*Дніпропетровського університету. Серія ракетно-космічна техніка: Зб. наук. праць. Вип. 16. Т. 2. 2012. С. 227–236.*

5. Позднышев Н.О. Гидродинамические характеристики сеток с измененной структурой плетения. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. / наук. ред. д-р техн. наук С.О. Давидов. Днепр : Пороги, 2013. Т. 15. С. 75–80*

*Надійшла до редколегії 01.06.2018 р.*

УДК 539.4: 621.81

## **ИСПЫТАНИЕ СОПЛОВОЙ МЕМБРАНЫ МИКРОГАБАРИТНЫХ РДТТ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ**

Ю.С. Прокофьев, В.В. Сатокин, Ю.Н. Бабей

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»  
ул. Криворожская, 3, г. Днепр, 49000, Украина, e-mail: ofsale@gmail.com*

Розглянуто задачу проведення натурних випробувань соплової мембрани мікрогабаритного РДТТ, аналізу результатів і проведення числового моделювання експлуатаційного стану віртуальної копії реальної мембрани.

**Ключові слова:** мембрана, випробування, експлуатаційний стан, міцність, РДТТ.

The problem conducting field tests nozzle membrane of micro size RESF, analysis results and carrying out numerical modeling of operational state virtual copy real membrane is considered.

**Keywords:** membrane, experiment, operating state, durability, RESF.

Рассмотрена задача по проведению натурных испытаний сопловой мембраны микрогабаритного РДТТ, анализа их результатов и проведения численного моделирования эксплуатационного состояния виртуальной копии реальной мембраны.

**Ключевые слова:** мембрана, испытания, эксплуатационное состояние, прочность, РДТТ.

**Введение.** Сопловая мембрана с проточкой ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) предназначена для герметичности РДТТ и создания уровня внутрикамерного давления для начала его работы.

В статье представлены данные проведенного сравнения результатов испытаний сопловой мембраны с проточкой и результатов виртуального моделирования в комплексе ANSYS мембраны по конструкторской документации и виртуальной копии реальной мембраны.

**Цель исследований.** Государственным предприятием «Конструктор- © Прокофьев Ю.С., Сатокин В.В., Бабей Ю.Н., 2018

ское бюро «Южное» была поставлена задача проведения пневматических разрушающих испытаний (ПРИ) сопловой мембраны микрогабаритных РДТТ внутренним давлением до разрушения. При испытаниях возникли вопросы об уровне момента затяжки узла крепления мембраны, характере приклеивания теплозащитного покрытия к поверхности мембраны и их влиянии на характер разрушения мембраны: выщелкивание вместо вылета.

Фактическая конструкция разрушенной сопловой мембраны с соплом в корпусе РДТТ приведена на рис. 1.

Анализ состояния мембраны перед и после испытаний проводился с использованием «метода Галогена», описанного в [1].

**Методы и способы исследований.**

При испытаниях сопловая мембрана

закреплялась в испытательной оснастке, имитирующей ее закрепление при эксплуатации в составе РДТТ.



Рис. 1. Разрушенная мембрана с соплом РДТТ

При пневматических испытаниях сопловая мембрана подвергается воздействию внутреннего давления, имитирующего градиентный рост внутрикамерного давления при начале работы РДТТ.

Численное исследование и моделирование проводилось в комплексе конечно-элементного анализа ANSYS.

Исследование и моделирование разрушения проводилось в комплексе конечно-элементного анализа ANSYS LS-DYNA.

**Результаты и их обсуждение.**

**Пневматические испытания.** На рис. 2 показана часть мембраны, разрушенной вылетом, со световым следом по «методу Галогена».



Рис. 2. Часть разрушенной мембраны

Световой след своей кривизной указывает характер деформирования

мембраны, его несимметричность и направление разрушения.

Справа от края к центру след практически радиальный, что говорит о малой величине деформирования в плоскости мембраны и деформировании большей частью в перпендикулярном направлении.

Слева след изогнут в направлении деформирования, т.е. левая часть деформировалась в направлении второго квадранта, и здесь мембрана испытала боковые перемещения при действии давления.

На рис. 3 показан анализ поверхности мембраны до испытаний.

Изменение геометрии светового луча на поверхности мембраны (внизу верхнего правого и нижнего левого снимка ширина светового следа больше) отражает изменение толщины мембраны и направление изменения, что подтверждают полученные данные для построения виртуальной 3D-копии мембраны. На рис.

4 показан анализ поверхности мембраны после испытаний давлением без градиента, при котором произошло разрушение мембраны выщелкиванием.

Изменение геометрии светового луча на поверхности мембраны отражает направление деформирования мембраны.

**Виртуальные испытания.** Для ответа на вопрос о влиянии уровня момента затяжки при креплении мембраны и схеме приклеивания теплозащитного покрытия (ТЗП) к корпусу, в месте установки РДТТ, и поверхности мембраны на характер разрушения мембраны, были построены конечно-элементные модели мембраны и мембраны с проточкой в оснастке, приведенные на рис. 5.

Напряженно-деформированное состояние (НДС) мембраны с проточкой (слева) и без проточки (справа) приведено на рис. 6.



Рис. 3. Поверхность мембраны до испытаний



Рис. 4. Поверхность мембраны после испытаний

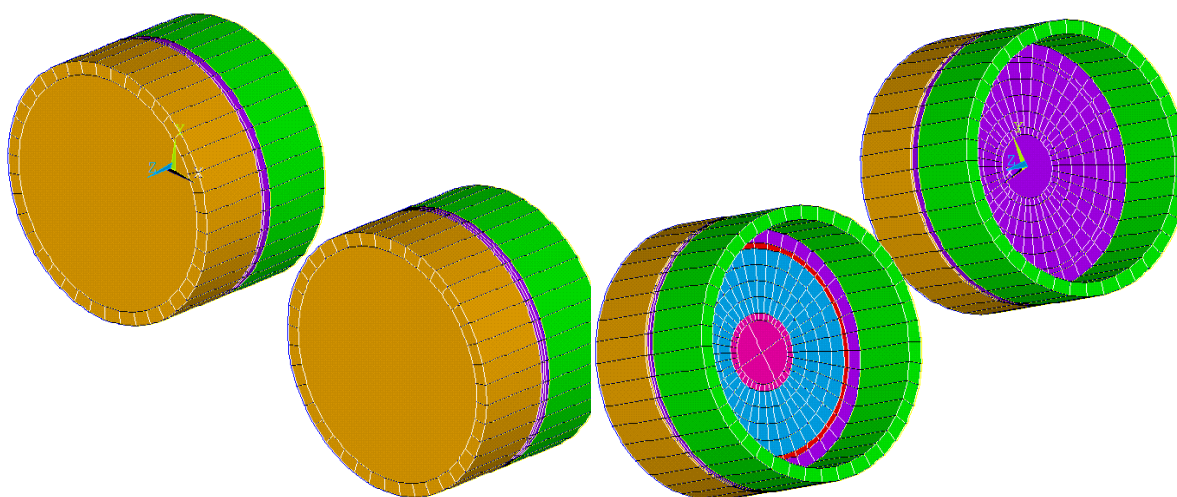


Рис. 5. Модель мембраны в оснастке

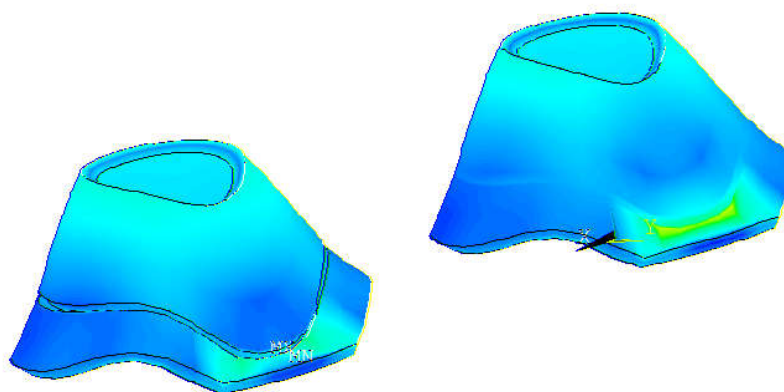


Рис. 6. НДС мембраны в оснастке

Анализ картины НДС мембраны в оснастке для различных моментов затяжки и схем приклеивания показал, что картина деформирования мембраны, соответствующая началу разрушения выщелкиванием, вместо вылета наблюдается при низком моменте затяжки с приклеиванием ТЗП к поверхности мембраны. По отдельности эти факторы не привели к разрушению мембраны выщелкиванием как при моделировании, так и при испытаниях.

Для прогнозирования НДС мембраны при различных уровнях эксплуатационных нагрузок была построена 3D-копия исследуемой мембраны с использованием программного модуля, описанного в [2].

При создании 3D-копии было обнаружено наличие утолщений по краям проточки.

В качестве расчетной схемы мембраны рассматривалась виртуальная копия реальной мембраны с имитацией условий закрепления в РДТТ. Была построена модель мембраны по документации без проточки (1) и с проточкой (2), а также виртуальная копия реальной мембраны без проточки (3), с проточкой (4), с утолщением в зоне проточки (5).

Построенные модели мембраны приведены на рис. 7. НДС указанных мембран показан на рис. 8 и 9.

Наличие изменений по толщине мембраны, учтенное при создании виртуальной 3D-копии, приводит к несимметричностям НДС, которые видны на рис. 8 и 9 для моделей 3, 4, 5, в отличие от симметричного НДС для моделей 1 и 2.

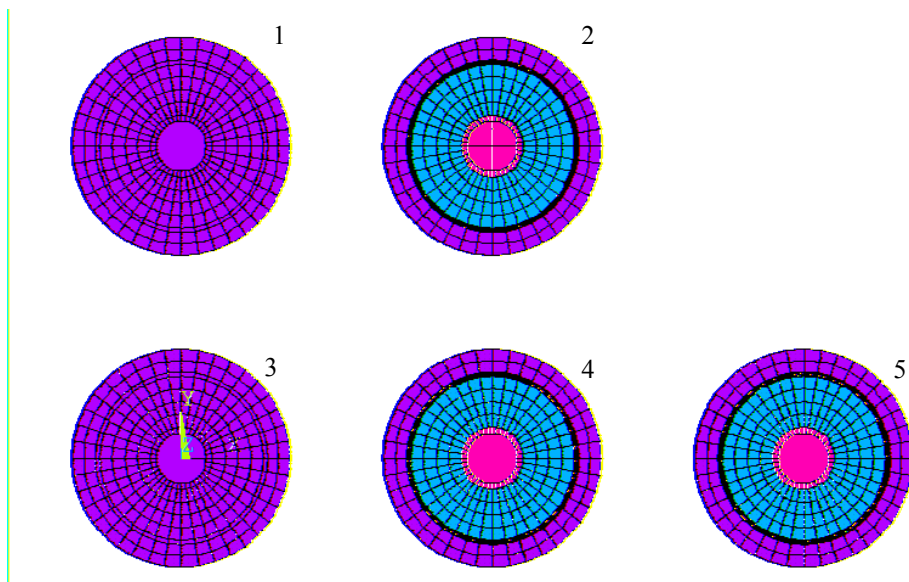


Рис. 7. Модели мембраны

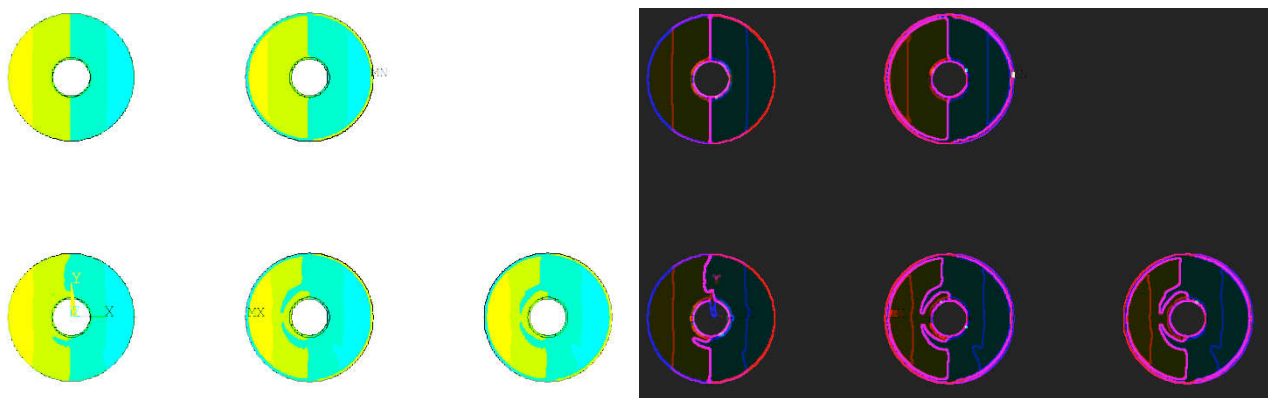


Рис. 8. Напряжения XZ

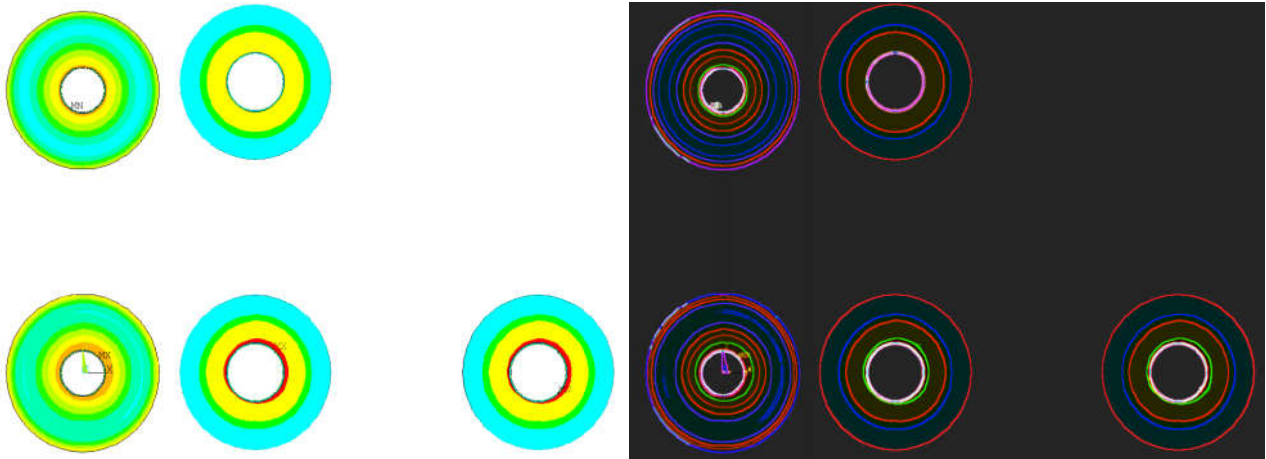


Рис. 9. Эквивалентные напряжения

Слева классическое изображение НДС, а справа картина, обработанная художественным эффектом «светящиеся края», как внутренним методом программы WORD, который позволяет более наглядно показать особенности НДС.

Анализ проведенного исследования показал, что утолщение возле проточки, создаваемое резцом, снижает уровень НДС мембраны.

**Моделирование разрушения.** Задачей моделирования разрушения было

проведение анализа схемы вылета мембраны и уровня напряжений при заданной величине разрушающей деформации, а также расчетное подтверждение времени срабатывания мембраны.

На рис. 10 показаны этапы разрушения мембраны с проточкой от воздействия внутреннего давления. Расчетное время разрушения мембраны вылетом совпадает с экспериментальным временем, как и характер разрушения.

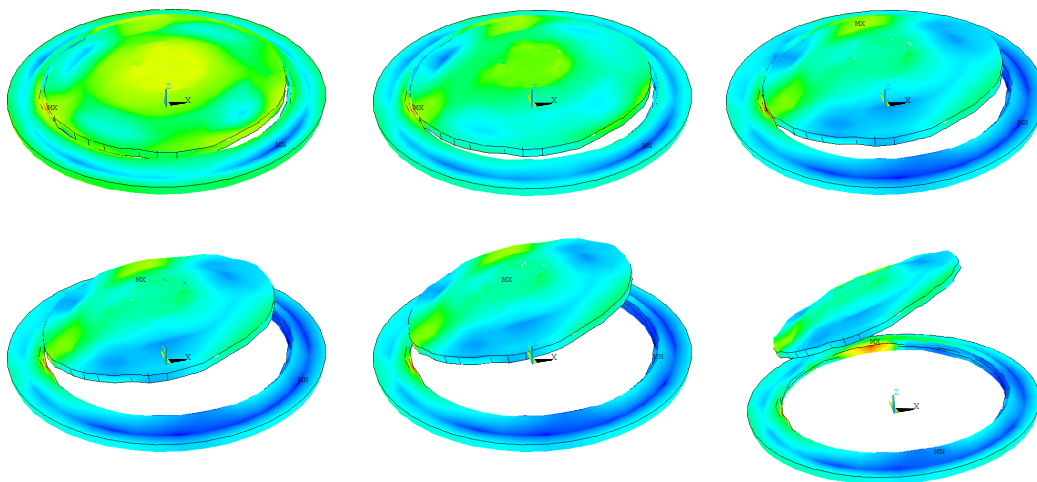


Рис. 10. Разрушение мембраны

**Выводы.** Практическая реализация результатов виртуальных испытаний позволяет подтвердить заданный уровень прочностных требований мембраны и уточнить механизм ее крепления.

Применение виртуального моделирования с созданием 3D-копии мембраны позволяет не только минимизировать

объем экспериментальной отработки, но и уточнить уровни НДС.

Реализация «метода Галогена» позволяет определять зоны максимального деформирования мембраны и позволяет при испытаниях более эффективно проводить наблюдения за состоянием объекта.

ПРИ проводились в феврале 2018 года.

#### **Библиографические ссылки**

1. Сатокин В.В., Мусиенко П.Б., Виртуальные испытания корпуса сопла РДТТ. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. Днепр, ГП «КБ «Южное». 2015. № 3. С. 46–49.

2 Сатокин В.В. Разработка и апробация программного модуля для построения виртуальных моделей реальных конструкций в комплексе ANSYS. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. Днепропетровск, ГП «КБ «Южное». 2016. № 2. С. 57–59.

*Надійшла до редколегії 01.08.2018 р.*

УДК 629.78.064.5

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ХИМИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ ТОКА С ЦЕЛЮ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В СОСТАВЕ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ**

**В.А. Пырец, В.С. Рева, К.Н. Земляной, О.В. Гаврилов, К.В. Безручко**

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени акад. М.К. Янгеля, ул. Криворожская, 3, г. Днепр, 49008, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com*

Розглянуто питання визначення гарантованого залишкового терміну служби акумуляторної батареї, який дозволяє точно визначити параметри і характеристики, а також спрогнозувати їх у процесі її життєвого циклу. Розглянуто один із способів підтвердження працездатності хімічних джерел струму і визначення їх подальшої безвідмовної роботи, якими є прискорені кліматичні випробування. Також приведено залежність розрядної ємності хімічних джерел струму у вигляді математичних моделей, що дозволяє при відомій по результатах вимірювань ємності при прискорених кліматичних випробуваннях визначити характеристики хімічних джерел струму при нормальних умовах і навпаки.

**Ключові слова:** хімічне джерело струму, ємність, експериментальна база, математична модель.

In the article the question definitions of the guaranteed residual service life of the storage battery, which allows you to accurately determine the parameters and characteristics, and also to predict them in the course of its life cycle. One of the methods of confirming the operability of chemical current sources and determining their further failure-free operation is considered, which are accelerated climatic tests. Also shown is the discharge capacity of chemical sources of current in the form of mathematical models, what makes it possible to determine the characteristics of chemical sources of current under normal conditions, and vice versa, when the capacitance is known from measurements of accelerated climatic tests.

**Keywords:** chemical current source, capacity, experimental base, mathematical model.

Рассмотрен вопрос определения гарантированного остаточного срока службы аккумуляторной батареи, который позволяет точно определить параметры и характеристики, а также спрогнозировать их в процессе ее жизненного цикла. Рассмотрен один из способов подтверждения работоспособности химических источников тока и определения их дальнейшей безотказной работы, которыми являются ускоренные климатические испытания. Также приведена зависимость разрядной емкости химических источников тока в виде математических моделей, что позволяет при известной по результатам измерений емкости при ускоренных климатических испытаниях определить характеристики химических источников тока при нормальных условиях и наоборот.

**Ключевые слова:** химический источник тока, емкость, экспериментальная база, математическая модель.

**Введение.** Одной из важнейших задач систем электроснабжения (СЭС) как стационарных, так и подвижных стартовых комплексов является обеспечение бесперебойности электропитания технологического оборудования, участвующего в подготовке и пуске ракеты космического назначения (РКН). Для этих задач в СЭС применяются источники бесперебойного

питания (ИБП), накопителем электрической энергии в которых являются химические источники тока (ХИТ). При эксплуатации ИБП основными параметрами, характеризующими состояние ХИТ, являются емкость, заряженность, напряжение разомкнутой цепи, внутреннее сопротивление, вольт-амперные и зарядно-напряженные характеристики. Реальное

© Пырец В.А., Рева В.С., Земляной К.Н., Гаврилов О.В., Безручко К.В., 2018

состояние ХИТ проверяют путем измерения фактической емкости батареи разрядом на нагрузку (разряд-заряд-разряд) с использованием специального испытательного оборудования. Однако в реальных условиях это существенно усложняет процесс эксплуатации и технического обслуживания данных систем [1–3]. На ранее разработанных подобных комплексах, как правило, ХИТ снимали с эксплуатации по окончании гарантийного срока или срока эксплуатации, что нецелесообразно по техническим и экономическим составляющим [4]. Комплексный подход определения гарантированного остаточного срока службы ХИТ позволяет точно определить параметры и характеристики ХИТ, а также спрогнозировать их в процессе ее жизненного цикла.

**Постановка задачи.** Целью исследования является определение текущих характеристик ХИТ от температуры. Методика эксперимента заключается в следующем. Циклирование ХИТ производится при их нагреве до температуры 60 °С и поддержании заданной температуры по поверхности ХИТ и окружающей среды в течение длительного времени с высокой точностью.

Затем проводятся четыре тренировочных цикла на каждом ХИТ при нормальных условиях (20 °С) и определяется емкость, до момента потери ими 20 % номинальной емкости. В

дальнейшем проводятся еще десять циклов в интервале 25–60 °С с шагом 5 °С и точностью 0,1 °С. Циклирование ХИТ для определения влияния на их параметры температуры проводятся согласно разработанной последовательности проведения циклирования ХИТ при различной температуре, а результаты эксперимента будут использованы для доработки математических моделей.

**Основная часть.** ХИТ характеризуется следующими основными параметрами и характеристиками, которые влияют на их работоспособность (рис. 1, красным цветом отмечены критические характеристики, синим – некритические) [3]:

- типом электрохимической системы (литий-ионные, свинцово-кислотные, никель-кадмиевые и т.д.);
- напряжением (разность потенциалов, погруженных в электролит и действующих на положительном и отрицательном электродах);
- электрической емкостью (способность аккумулятора накапливать и отдавать электрическую энергию);
- внутренним сопротивлением;
- током саморазряда (процесс разряда аккумулятора, в котором отсутствует какая-либо нагрузка);
- сроком службы (число циклов заряд-разряд и значительно зависит от условий эксплуатации аккумулятора);
- температурой.

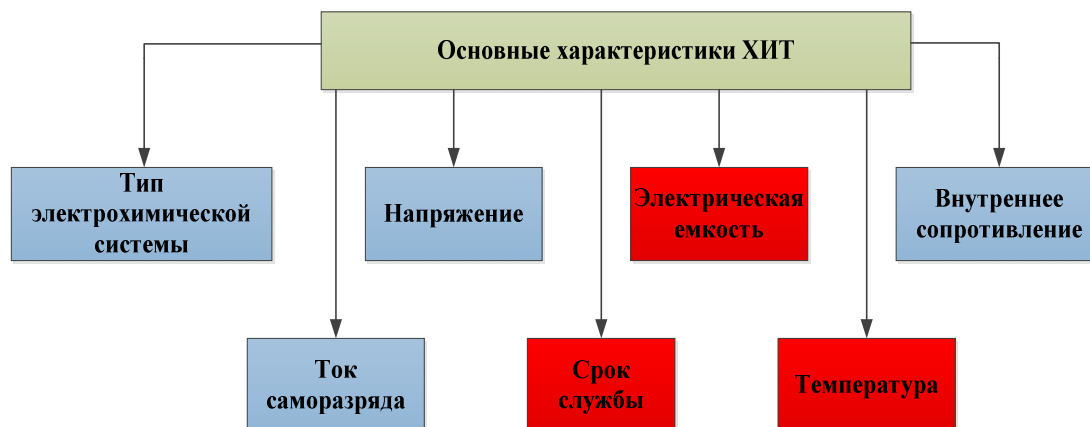


Рис. 1. Основные характеристики ХИТ



ХИТ, как правило, могут эксплуатироваться в различных режимах эксплуатации, основными из которых являются:

– буферный режим (режим постоянного подзаряда, режим, при котором ХИТ всегда подключен к источнику постоянного тока);

– циклический режим (режим работы, предполагающий многократное проведение заряда и разряда ХИТ; при этом режиме эксплуатации производится заряд ХИТ и отключение его от зарядного устройства);

– дежурный режим (режим работы ХИТ, при котором он в процессе эксплуатации находится в режиме ожидания в заряженном состоянии);

– стартерный режим (режим работы ХИТ, при котором ХИТ предназначен для запуска основного генератора тока; после запуска основного генератора вся система питается от него, а ХИТ переключается на заряд);

– режим основного источника (режим работы, при котором заряженный ХИТ разряжается на потребителя энергии без дальнейшего заряда);

– режим хранения (режим работы, при котором ХИТ находится в нерабочем состоянии до ввода в эксплуатацию, либо после консервации) [4–6].

В табл. 1 представлены режимы работы ХИТ и их характеристики.

Таблица 1

**Основные режимы эксплуатации ХИТ**

Основные режимы эксплуатации ХИТ	Характеристики, присущие режиму
Буферный режим	$I_z$ – ток заряда $I_r$ – ток разряда $Q$ – емкость $U$ – напряжение
Циклический режим	$I_z$ – ток заряда $I_r$ – ток разряда $Q_r$ – разрядная емкость $Q_z$ – зарядная емкость
Дежурный режим	$I_{подз}$ – ток подзаряда $U_{НРЦ}$ – напряжение разомкнутой цепи $Q$ – емкость $C$ – заряженность
Стартерный режим	$U_r$ – напряжение разряда; $I_r$ – ток разряда $Q_r$ – разрядная емкость Вольт-амперная характеристика
Режим основного источника	$I_r$ – ток разряда $Q_r$ – разрядная емкость $U_r$ – напряжение разряда;
Режим хранения	$U_{НРЦ}$ – напряжение разомкнутой цепи $Q_r$ – разрядная емкость $C$ – заряженность

Методы определения состояния ХИТ показаны на рис. 2.

Метод определения состояния аккумуляторов по напряжению разомкнутой цепи. Преимуществом данного метода является его простота: измерить напряжение разомкнутой цепи (НРЦ) может и не специалист по эксплуатации ХИТ. Недостаток: точное определение состояния ХИТ с неизвестной предысторией эксплуатации по величине НРЦ проблематично.

Метод определения состояния ХИТ по напряжению под нагрузкой. Преимуществами метода являются простота реализации и малое время для оценки состояния ХИТ. Недостатками метода являются: пригоден в качестве оценочного только для полностью заряженных (разряженных) ХИТ; при измерении существует прямая зависимость измерений рабочего напряжения от технического состояния элементов коммутации (проводов, игл, зажимов и т.д.).

Метод определения состояния ХИТ по внутреннему сопротивлению. Преимущество метода состоит в том, что по информации об омическом сопротивлении можно выявить все зависимости между конструктивными и технологическими параметрами и конечными характеристиками ХИТ.

Однако этот метод имеет и существенные недостатки: он предназначен только для определенного типа электрохимических систем (индивидуальные характеристики (параметры) для каждого типа ХИТ; критичность к напряжению на проверяемом ХИТ и др.).

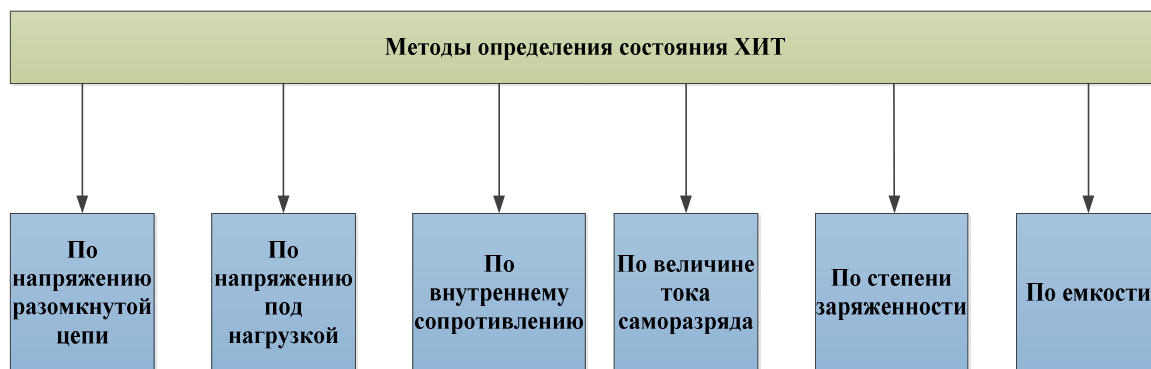


Рис. 2. Методы определения состояния ХИТ

Метод определения состояния ХИТ по величине тока саморазряда. Применение данного метода целесообразно для ХИТ, подверженных большому саморазряду; по потере емкости во времени возможна оценка состояния ХИТ. Недостатком метода является невозможность быстрой оценки состояния ХИТ, т. к. исследования потери емкости ХИТ занимают весьма продолжительное время.

Метод определения состояния ХИТ по степени заряженности. В настоящее время отсутствуют методы эффективного определения степени заряженности (разряженности). При эксплуатации для определения емкости ХИТ применяют метод прямого разряда-заряда, но этот способ длительный.

Метод определения состояния ХИТ по емкости. Недостаток метода – большая длительность и значительная трудоемкость. В настоящее время быстрого и качественного способа измерения электрической емкости ХИТ не существует. Основным преимуществом этого метода является существующая зависимость напряжения и тока разряда от времени проведения разряда, высокая точность определения емкости ХИТ [5].

**Экспериментальная часть.** С целью обеспечения подтверждения заданных

требований была создана экспериментальная база (стенд), структурная схема которого показана на рис. 3. В состав ХИТ входят несколько аккумуляторных батарей (АК). В состав стенда для циклирования ХИТ при различных температурах входят:

- а) программируемый источник питания (ИП);
- б) система управления (СУ) – персональный компьютер;
- в) термокамера (ТК);
- г) регулятор температуры (РТ);
- д) устройство многоканального измерения температуры (УМИТ);
- е) блок преобразователей и нагрузки.

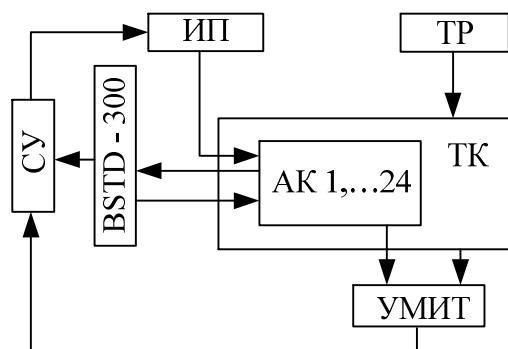


Рис. 3. Структурная схема стенда

В ТК помещались последовательно по одному ХИТ. Температура в камере устанавливалась определенной величины с

помощью РТ и контролировалась УМИТ. В качестве разрядного устройства использовался BSTD-300, в составе которого находится интерфейсный модуль и измерительный шунт. В качестве зарядного устройства использовался трехканальный ИП. Последовательность циклов и соответствующую величину тока определяло разработанное в лаборатории программное обеспечение. В целом эксперимент управлялся с помощью ПК. На него же регистрировались результаты. Данные по измерению температуры

фиксируются отдельно с помощью программного обеспечения УМИТ.

Результаты эксперимента представлены на рис. 4 и рис. 5. Были получены следующие результаты (пример):

– на рис. 4 изображены зарядно-разрядные характеристики ХИТ (циклирование при температуре 25 °С);

– на рис. 5 изображены зарядная и разрядная емкости ХИТ (циклирование при температуре 25 °С).

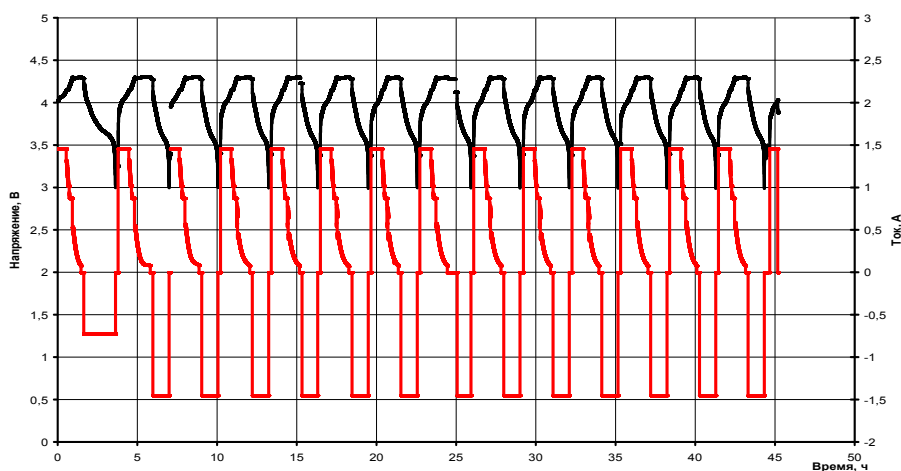


Рис. 4. Зарядно-разрядные характеристики ХИТ

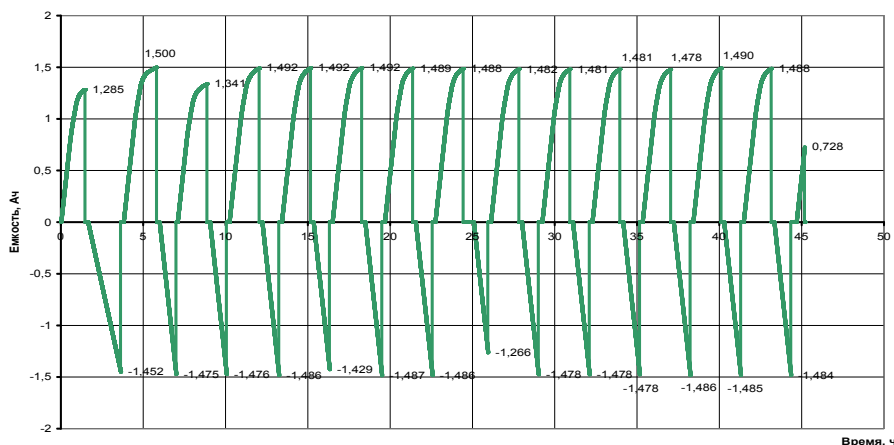


Рис. 5. Зарядно-разрядные емкости ХИТ

**Математическая модель.** Результаты циклирования подтвердили увеличение емкости и напряжения ХИТ при повышенной температуре по сравнению с нормальной температурой. В этой связи необходимо разработать математическую модель (ММ) для приведения результатов измерений, полученных в процессе ускоренных ресурсных испытаний (УКИ),

к нормальным условиям. Модель должна отражать зависимости параметров и характеристик состояния ХИТ от температуры и величины тока. Следует заметить, что зарядная характеристика для определения состояния ХИТ в данной работе не рассматривается.

Структура ММ имеет вид, представленный на рис. 6.

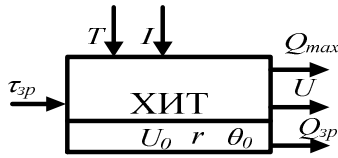


Рис. 6. Структура математической модели

Основным выходным параметром ХИТ в математической модели является напряжение разряда, входным – продолжительность разряда.

На разрядное напряжение ХИТ, влияют, в основном, ток разряда и температура (факторы, связанные с нештатными режимами эксплуатации, здесь не рассматриваются).

Для построения уравнений, связывающих параметры ММ, были использованы эквивалентные электрические схемы замещения, представляющие собой определенным образом соединенные активные и реактивные элементы, каждый из которых имитирует определенный физико-химический параметр исследуемого ХИТ или конструктивный элемент ХИТ [5].

Первый блок состоит из элемента, представляющего собой источник идеальной ЭДС, напряжение которого равно:

$$U_1 = E. \quad (1)$$

Второй блок представлен резистором  $R$ , который описывает активационно-омическую часть в работе АБ. Падение напряжения на этом элементе:

$$U_2 = R \cdot I. \quad (2)$$

где  $I$  – постоянный внешний ток.

Третий блок схемы замещения АБ представляет собой конденсатор  $C_1$  с утечкой электроэнергии на резисторе  $r$ . Этот блок описывает переходные процессы, протекающие в аккумуляторе при его включении на разряд. При пропускании через схему замещения постоянного разрядного тока уравнение, описывающее процессы в блоке, имеет вид:

$$U_3 = -b \cdot \left( 1 - \exp\left(-\frac{I \cdot t}{C_1 \cdot b}\right) \right). \quad (3)$$

Последний, четвертый, блок схемы замещения представлен псевдоконденсатором  $C_2$ , который соответствует основной токообразующей электрохимической реакции. При пропускании через схему постоянного разрядного тока уравнение, описывающее процессы в блоке, имеет вид:

$$U_4 = \frac{Q}{C_2} \cdot \ln\left(1 - \frac{I \cdot t}{Q}\right). \quad (4)$$

Так как все блоки схемы замещения соединены последовательно, то напряжение на выходе схемы замещения будет определяться алгебраической суммой. Таким образом, искомая зависимость напряжения от времени и тока для разряда имеет следующий вид:

$$U = E - R \cdot I + b \cdot \left( \exp\left(-\frac{I \cdot t}{C_1 \cdot b}\right) - 1 \right) + \frac{Q}{C_2} \cdot \ln\left(1 - \frac{I \cdot t}{Q}\right). \quad (5)$$

Так как аккумулятор до момента начала тестирования уже мог отдать некоторую долю ёмкости  $q$ , то с учётом этого разрядная характеристика может быть представлена в виде [5; 6]:

$$U = E - R \cdot I + b \cdot \left( \exp\left(-\frac{q + I \cdot t}{C_1 \cdot b}\right) - 1 \right) + \frac{Q}{C_2} \cdot \ln\left(1 - \frac{q + I \cdot t}{Q}\right). \quad (6)$$

**Выводы.** Одним из способов подтверждения работоспособности ХИТ и определения времени их дальнейшей безотказной работы являются УКИ. В связи с этим изучение зависимостей влияния температуры на разрядные характеристики ХИТ является актуальной задачей. Предложенный метод УКИ позволит подтверждать или опровергать возможность дальнейшего использования ХИТ в составе СЭС мобильных и стационарных комплексов.

Четыре тренировочных цикла при УКИ показали одинаковые ёмкости ХИТ, что подтвердило их идентичность.

Последующие десять циклов проводились при различных температурах. Результаты циклирования показали, что

при повышенной температуре происходит ускорение процессов, в связи с чем увеличивается разрядная емкость ХИТ.

Результаты циклирования показали увеличение емкости и напряжения ХИТ при более высокой температуре по сравнению с нормальной. Полученная зависимость позволяет в процессе проведения УКИ отслеживать фактическую емкость ХИТ и с помощью математической модели приводить разрядные характеристики ХИТ, полученные при повышенной температуре, к нормальной.

Проведенные УКИ в полной мере обеспечивают определения характеристик ХИТ с целью подтверждения возможности их использования в составе систем электроснабжения.

#### **Библиографические ссылки**

1. Хрусталеv Д.А. Аккумуляторы. Москва : Изумруд, 2003. 224 с.

2. Вырыпаев В.Н. и др. Химические источники тока : уч. пособ. для хим.-технол. спец. вузов. Москва : Высш. шк., 1990. 240 с.

3. Накопители энергии : учеб. пособие для вузов / Д.А. Бут, Б.Л. Алиевский, С.Р. Мизюрин, П.В. Васюкевич. Москва : Энергоатомиздат, 1991. 400 с.

4. Земляной К.Н., Рева В.С., Фролов В.П. Анализ режимов работы и выбор химического источника тока из состава систем электроснабжения самоходной пусковой установки. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2016. № 2. С. 52–56.

5. Давидов. А.О. Основные эксплуатационные параметры и классификация режимов работы электрохимических аккумуляторов. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2011. № 7 (84). С. 120–125.

6. Клочкова. Л.Л., Щербаков А.Н. Оценка характеристики энергоустановок с ХИТ на ранней стадии проектирования: учеб. пособие. Москва : Изд-во МАИ, 1993. 76 с.

*Надійшла до редколегії 01.07.2018 р.*

УДК 621.983

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЕФОРМИРОВАНИЯ ИСХОДНОГО ПРЯМОУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ ПРОФИЛЬНЫХ ЗАГОТОВОК ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ГИБКОЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ИЗДЕЛИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ТИПА ШПАНГОУТ**

Е.Г. Седачова<sup>1</sup>, А.В. Кулик<sup>2</sup>, Н.Н. Убизький<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Днепроvский колледж ракетно-космического машиностроения

<sup>2</sup> Днепроvский национальный университет имени Олеса Гончара

Розроблено математичну модель для визначення деформування прямокутного перетину заготовок при згинанні.

Ключові слова: згинання, заготовки, прямокутний перетин, деформування прямокутного перетину.

The worked out mathematical model is for determination of deformation of the rectangular crossing of purveyances at bending.

Keywords: bending, purveyances, rectangular crossing, deformation of the rectangular crossing.

Разработана математическая модель для определения деформирования исходных прямоугольных сечений заготовок при изгибе.

Ключевые слова: гибка, заготовки, прямоугольное сечение, деформирование прямоугольного сечения.

**Постановка задачі.** При изготовлении элементов конструкций ротационной гибкой из заготовок, имеющих исходное прямоугольное сечение. наряду с основным

формоизменением заготовок – приданием требуемой кривизны, имеет место искажение формы поперечного сечения. Боковые стороны сечения поворачиваются, оставаясь прямыми, а две другие стороны

искривляются (рис. 1). Длина заготовок, как правило, во много раз больше размеров поперечного сечения, депланация торцов невелика и практически не влияет на распределение тангенциальных деформаций, поэтому поверхность нулевых тангенциальных деформаций считается цилиндрической, её радиус  $R$  значительно

больше  $H$ . Аналитическое определение искажения формы исходного прямоугольного поперечного сечения заготовки после изгиба на радиус  $R$  представляет значительные трудности, поэтому используется численное математическое моделирование.

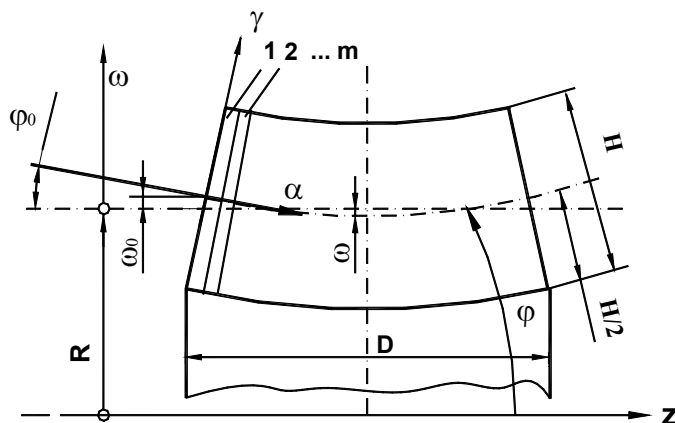


Рис. 1. Изменение формы поперечного сечения заготовок при изгибе

**Основная часть.** Разобьем половину поперечного сечения заготовки на  $m$  элементов, размеры которых  $H$  и  $l_m = D/(2m)$  неизменны. Первый элемент под номером 1 расположен на краю поперечного сечения, а элемент с номером  $m$  граничит с осью симметрии (см. рис. 1).

Механизм изменения формы поперечного сечения заключается в следующем. Средняя линия поперечного сечения начинает искривляться одновременно с изгибом заготовки, т.е. последняя приобретает поперечную кривизну. Пока напряженное состояние заготовки остаётся линейным, её поперечная кривизна равна по абсолютной величине половине продольной [1]. По мере уменьшения радиуса заготовки  $R$  (см. рис. 1) увеличивается прогиб  $\omega$  образующей срединной поверхности относительно нейтральной линии. В результате оказывается, что на краях поперечного сечения высота области растяжения  $H/2 + \omega$  существенно больше высоты области сжатия  $H/2 - \omega$ , а в центре, где прогиб  $\omega$  отрицателен, превалируют сжимающие деформации. Продольная сила  $N_2$ , действующая на элементы, становится положительной на краях поперечного сечения и отрицательной в центре. Под

действием силы  $N_2$  в широтных сечениях возникают перерезывающая сила  $Q_1$  момент  $M_1$ , противодействующие поперечному изгибу заготовки. Напряженное состояние перестаёт быть линейным.

Математическое моделирование данного процесса затруднительно тем, что на краю поперечного сечения заготовки можно задать лишь часть граничных условий:  $\sigma_\alpha = 0$ ;  $Q_1 = 0$ ;  $M_1 = 0$ ;  $k_1 = -1/(2R)$  [2].

Остальные два граничных условия могут быть проверены после расчета всех элементов:

$$\varphi_{m+1} = 0, \quad P = l_m \sum_{i=1}^m N_{2i} = 0. \quad (1)$$

Последнее из двух условий означает, что суммарная продольная сила, действующая на половину поперечного сечения заготовки, принимается равной нулю. Для расчета искажения поперечного сечения необходимо задать взаимозависимые параметры, а именно: радиус гибки  $R$ , угол наклона  $\varphi_1$ , прогиб образующей срединной поверхности заготовки на краю поперечного сечения  $\omega_1$ .

Математическое моделирование изменения параметров прямоугольного

поперечного сечения невозможно без задания параметров  $\omega_1$  и  $\varphi_1$ , так как именно от прогиба образующей срединной поверхности зависит значение внутренней силы, приходящейся на элемент.

Итерационным методом решается система уравнений равновесия сил и моментов для элементов заготовки [3]. Один из взаимосвязанных параметров  $R$  задаём, остальными параметрами  $\omega_1$  и  $\varphi_1$  варьируем. Критерием правильности значений  $\omega_1$  и  $\varphi_1$  служит выполнение граничных условий (1). Положительные направления  $\varphi$  и  $\omega$  показаны на рис.1. После расчета последнего элемента под номером  $m$  проверяем условия (1).

В табл. 1 приведены дискретные значения проверяемых параметров  $\varphi_{m+1}$  и  $R$ , соответствующие различным значениям варьируемых параметров  $\omega_1$  и  $\varphi_1$ .

Размерность  $R$  – н,  $\omega_1$  – мм,  $\varphi_1$  и  $\varphi_{m+1}$  – рад. Использовались следующие исходные данные:  $D = 80$  мм.,  $H = 10$  мм,

$R = 100$  мм, материал заготовки – АД1, шаг варьирования  $\omega_1$  и  $\varphi_1$  + соответственно 0,1 мм и 0,01 рад. В каждой строке табл. 1 наиболее близкие к нулю значения  $\varphi_{m+1}$  и  $R$  помечены полужирным шрифтом. Согласно данным табл. 1 искомые значения варьируемых параметров с точностью к шагу варьирования составляют  $\omega_1 = 1,8$  мм,  $\varphi_1 = -0,15$  рад.

Изложенная процедура итерационного вычисления  $\varphi_1$  и  $\omega_1$  может применяться без предварительного составления таблицы, подобной табл. 1. Изменим, например, в исходных данных, которые использовались при расчете табл. 1, ширину заготовки с 80 мм на 100 мм и решим систему уравнений (1) с помощью итерационной процедуры приведенной в табл. 2.

В табл. 3 приведены рассчитанные в 3-й итерации значения меридиональной кривизны заготовки, осредненные в пределах элемента при ширине заготовки  $D = 100$  мм.

Таблица 1

Расчетные значения угла наклона средней линии поперечного сечения заготовки в плоскости симметрии  $\varphi_{m+1}$  (верхние числа) и продольной силы  $R$  (нижние числа)

$\omega_1$	$\varphi_{m+1} / R$ при $\varphi_0$							
	- 0,10	- 0,13	- 0,14	- 0,15	- 0,16	- 0,18	- 0,20	- 0,22
1,5	0,044 6140	0,033 <b>1410</b>	0,030 -1720	0,025 -3320	0,019 -3970	0,013 -8190	0,004 -11350	<b>0,001</b> -14600
1,6	0,033 7560	0,028 1800	0,024 <b>-340</b>	0,022 -2800	0,016 -3620	0,005 -7380	<b>-0,001</b> -10660	-0,008 -13880
1,7	0,022 8690	0,018 2420	0,013 <b>740</b>	0,012 -1980	0,010 -3110	<b>-0,002</b> -6440	-0,007 -9740	-0,015 -12970
1,8	0,014 9180	0,008 3030	0,003 1690	<b>0,000</b> <b>-970</b>	-0,002 -2260	-0,008 -6000	-0,018 -8760	-0,026 -12030
1,9	0,009 9560	<b>0,000</b> 3580	-0,006 2570	-0,011 <b>-110</b>	-0,013 -1460	-0,016 -5260	-0,027 -7830	-0,035 -11440
2,0	<b>0,003</b> 10000	-0,005 4120	-0,010 3310	-0,014 <b>620</b>	-0,020 -810	-0,026 -4290	-0,035 -7210	-0,042 -10900

Таблица 2

Итерационная процедура решения системы уравнений (1) при ширине заготовки  $D = 100$  мм

№ итерации	0	1	1	2	2	3
$\omega_0$ , мм	1,800	1,972	1,972	1,996	1,996	2,002
$\varphi_0$ , мм	-0,1413	-0,1413	-0,1453	-0,1453	-0,1458	-0,1458
$\varphi_{m+1}$ , рад	0,026684	0,000013	0,003537	0,000498	0,000963	0,000148
$P$ , н	-11,7	2808,1	-127,0	296,4	-75,7	30,1

Таблица 3

Рассчитанные в 3-й итерации значения меридиональной кривизны заготовки, осредненные в пределах элемента при ширине заготовки  $D = 100$  мм

№ элемента	Кривизна $k_1$ , $m^{-1}$	№ элемента	Кривизна $k_1$ , $m^{-1}$
1	-4,98	11	-2,71
2	-4,91	12	-2,43
3	-4,76	13	-2,16
4	-4,57	14	-1,91
5	-4,34	15	-1,69
6	-4,09	16	-1,49
7	-3,82	17	-1,33
8	-3,55	18	-1,20
9	-3,27	10	-1,11
10	-2,99	20	-1,07

**Выводы.** При численном расчете искажения прямоугольного сечения заготовок при изгибе следует предусматривать проверку сходимости вычислений корней системы уравнений (1). Если вычисления расходятся, итерационная процедура изменяется: параметр  $\varphi_0$  определяется из 2-го уравнения (1), а параметр  $\omega_0$  – из 1-го уравнения (1).

Определение деформирования исходного прямоугольного сечения профильных заготовок при изготовлении гибкой элементов конструкций изделий аэрокосмической техники типа шпангоут

позволяет повысить точность технологических расчетов и учесть это деформирование для обеспечения стыковочных диаметральных размеров.

#### Библиографические ссылки

1. Хилл Р. Математическая теория пластичности. Москва : Изд-во ГИТТЛ, 1956. 407 с.
2. Власов В.З. Общая теория оболочек и ее применение в технике. *Избранные труды*. Москва : Изд-во АН СССР, 1962. Т. 1. 528 с.
3. Калиткин Н.Н. Численные методы. Москва : Наука, 1978. 512 с.

Надійшла до редколегії 21.05.2018 р.

УДК 621.454.2.046.2

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КАПИЛЛЯРНОГО ЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА (СЕТЧАТОГО РАЗДЕЛИТЕЛЯ) ПРИ ПРОГРАММНОМ РАЗВОРОТЕ

И.В. Седых, Д.Э. Смоленский, Д.С. Назаренко

ГП «КБ «Южное» им М.К. Янгеля», ул. Криворожская, 3, г. Днепр, 49010, Украина,  
e-mail: bers\_1@ukr.net

Однією з проблем забезпечення групового виведення космічних апаратів є забезпечення повторного запуску маршового двигуна для переходу на іншу орбіту, після відділення першого апарату. При програмному розвертанні ступінь відчуває прискорення різноманітного напрямку, що призводить до відтоку компонента палива від сіткового роздільника. Це, в свою чергу, призводить до оголення

© Седых И.В., Смоленский Д.Э., Назаренко Д.С., 2018



сіткового роздільника та проникнення газу під нього, що може призвести до зриву запуску маршового двигуна. Зважаючи на складність гідродинамічних процесів, що протікають у баках, необхідне експериментальне підтвердження вибраних при проектуванні параметрів сіткових роздільників.

В даній роботі описано методи визначення модельних умов (вибір масштабу дослідної конструкції, виду модельної рідини, величини прискорення та інше), дано опис стенду, розробленого спеціально для цих випробувань, а також приведено результати експериментального підтвердження працездатності капілярного заборного пристрою при відділенні космічного апарату. Результати робіт підтверджують правильність рішень, прийнятих при розробці капілярних заборних пристроїв.

Ключові слова: капілярний заборний пристрій, програмне розвертання, кінематична модель, стендова база, критерії подібності, прискорення.

One of the problems of providing a group launch of spacecraft is to ensure the re-launch of the propulsion engine for the transition to another orbit, after the separation of the first vehicle. When the spacecraft is separated into a stage, an acceleration is applied directed toward the bottom of the tank and leading to an outflow of the fuel component from the mesh separator. This, in turn, leads to the denudation of the mesh separator and the penetration of gas under it, which can lead to a breakdown of the launch of the engine. In view of the complexity of the hydrodynamic processes taking place in the tanks, experimental confirmation of the mesh separators chosen during the design is required.

In this paper, we describe the methods for determining the model conditions (the choice of the scale of the experimental design, the type of the model fluid, the magnitude of the accelerations, etc.), a description of the stand designed specifically for the test data, and the results of the experimental confirmation of the capillary sampling device performance in the separation of the spacecraft. The results of the performed works confirm the correctness of the decisions made in the development of capillary sampling devices.

Keywords: acquisition propellant device, program turn, kinematic model, test stand base, similarity criterion, acceleration.

Одной из проблем обеспечения группового выведения космических аппаратов является обеспечение повторного запуска маршевого двигателя для перехода на другую орбиту, после отделения первого аппарата. При программном развороте ступень испытывает ускорение различного направления, что приводит к оттоку компонента топлива от сетчатого разделителя. Это, в свою очередь, приводит к оголению сетчатого разделителя и проникновению газа под него, что может привести к срыву запуска маршевого двигателя. Ввиду сложности протекающих в баках гидродинамических процессов требуется экспериментальное подтверждение выбранных при проектировании параметров сетчатых разделителей.

В данной работе описаны методы определения модельных условий (выбор масштаба опытной конструкции, вида модельной жидкости, величины ускорений и т.д.), дано описание стенда и приведены результаты экспериментального подтверждения работоспособности капиллярного заборного устройства при программном развороте. Результаты проведенных работ подтверждают правильность решений, принятых при разработке капиллярных заборных устройств.

Ключевые слова: капиллярное заборное устройство, программный разворот, кинематическая модель, стендовая база, критерии подобия, ускорение.

**Вступлення.** Одной из проблем обеспечения группового выведения космических аппаратов является обеспечение повторного запуска маршевого двигателя для перехода на другую орбиту, после проведения программных разворотов или отделения первого аппарата. При данных эволюциях ступень испытывает ускорение различных направлений, приводящее к перемещению (оттоку) компонента топлива от сетчатого разделителя. Это, в свою очередь, приводит к оголению сетчатого разделителя и проникновению газа под него, что может привести к срыву запуска маршевого двигателя. Ввиду сложности протекающих в баках гидродинамических процессов требуется экспериментальное подтвержде-

ние выбранных при проектировании параметров сетчатых разделителей.

**Постановка задачі.** При программном развороте ступени тяга от рулевых двигателей создает продольное ускорение и момент вращения относительно центра масс, которые приводят к сложному пространственному движению ступени. Это, в свою очередь, может привести к оттоку компонентов топлива от расходной магистрали и, как следствие, к проникновению газа в расходную магистраль.

Для удержания части компонентов топлива у входа в расходную магистраль системы питания маршевого двигателя до его последнего включения без попадания свободных газовых включений применяют

капиллярный стабилизатор. Конструкция капиллярного стабилизатора аналогична описанной в [4] (рис. 1).

Если удерживающая сила сетки капиллярного стабилизатора меньше инерционных сил перемещения компонента топлива, происходит попадание газа под сетчатый фазоразделитель, а затем в

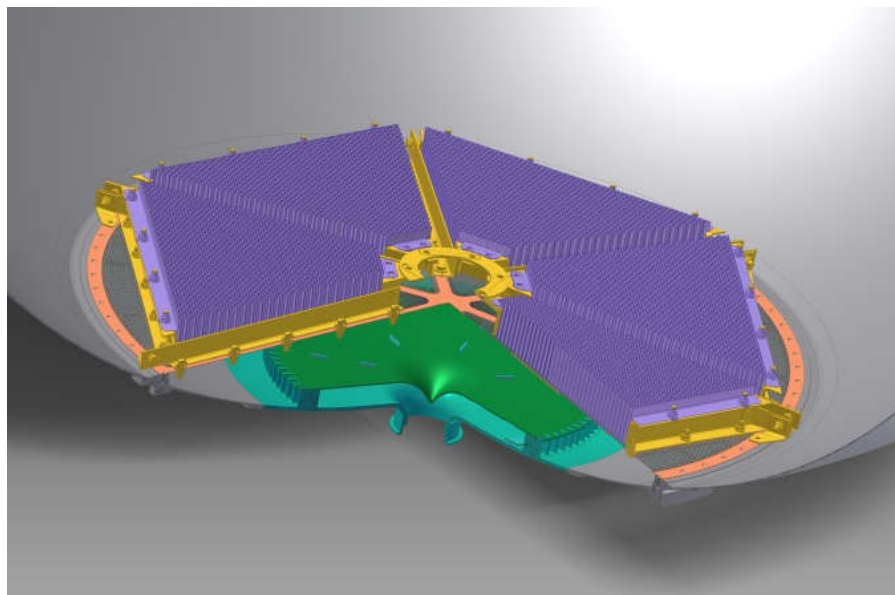


Рис. 1. Конструкция капиллярного стабилизатора

**Методика моделирования натуральных условий.** Моделирование гидродинамических процессов, протекающих в баках ракет при программном развороте, чрезвычайно сложно, не может быть в полной мере описано математическими методами и требует подтверждения расчетных результатов экспериментальными исследованиями. При этом различия между натурными условиями космического полета и условиями, воспроизводимыми при земном тяготении, требуют соблюдения равенства некоторых безразмерных комплексов, характеризующих модельные и натурные параметры. Такие безразмерные комплексы носят названия критериев подобия, а к параметрам относят конструктивные параметры баков, физико-химические параметры топлива, кинематические параметры и внешние воздействующие факторы.

Для моделирования гидродинамических процессов, происходящих в баке при отделении космического аппарата, необходимо выдержать равенство

расходную магистраль, что приведет к срыву запуска маршевого двигателя.

Для подтверждения работоспособности капиллярного стабилизатора при программном развороте необходимо проведение наземной экспериментальной отработки.

модельных и натуральных критериев Рейнольдса  $Re$ , Бонда  $Bo$ , гомохронности  $Ho$  и краевых углов  $\theta$ :

$$We = \frac{w_n^2 l_n}{\beta_n} = \frac{w_m^2 l_m}{\beta_m},$$

$$Re = \frac{w_n l_n}{\nu_n} = \frac{w_m l_m}{\nu_m},$$

$$Ho = \frac{a_n \tau_n^2}{l_n} = \frac{a_m \tau_m^2}{l_m},$$

где  $w$  – характерная скорость движения жидкого компонента топлива;

$a$  – ускорение бака;

$l$  – характерный линейный размер;

$\nu$  – кинематическая вязкость жидкости;

$\beta$  – кинематический коэффициент поверхностного натяжения ( $\beta = \frac{\sigma}{\rho}$ );

$\rho$  – плотность;

$\sigma$  – поверхностное натяжение;

$\tau$  – время действия ускорения.

Для гидродинамического подобия процессов в модели и в натурном баке необходимо равенство краевых углов, критериев Вебера  $We_n = We_m$ , Рейнольдса

$Re_n = Re_m$  и гомохромности  $Non = Nom$ , где индекс «н» – означает натурные величины, а индекс «м» – модельные:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{w_n^2 \cdot l_n}{\beta_n} = \frac{w_m^2 \cdot l_m}{\beta_m}, \\ \frac{w_n \cdot l_n}{v_n} = \frac{w_m \cdot l_m}{v_m}, \\ \frac{w_n \cdot \tau_n}{l_n} = \frac{w_m \cdot \tau_m}{l_m}, \end{array} \right.$$

Равенство краевых углов обеспечивается выбором модельных жидкостей. У применяемых на ракетах-носителях компонентов топлива краевой угол близок к нулю (при контакте со сплавами АМг6 и 0,3Х18Н10Т).

Выдержать одновременно соотношения по  $We$  и  $Re$  для применяемых компонентов и модельных жидкостей невозможно. Поэтому моделирование по числу Рейнольдса не выдерживается, а при проведении испытаний изменением масштабного фактора должно быть подтверждено, что число  $Re$  лежит в зоне автомодельности.

Заменяя  $w = a \cdot \tau$ , где  $a$  – ускорение, и исключая  $Re$ , преобразуем систему к виду:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{(a_n \cdot \tau_n)^2 \cdot l_n}{\beta_n} = \frac{(a_m \cdot \tau_m)^2 \cdot l_m}{\beta_m}, \\ \frac{a_n \cdot \tau_n^2}{l_n} = \frac{a_m \cdot \tau_m^2}{l_m} \end{array} \right.$$

Решая систему уравнений, получаем следующие соотношения:

$$\frac{a_m}{a_n} = \frac{\beta_m}{\beta_n} \cdot \left( \frac{l_n}{l_m} \right)^2,$$

$$\frac{\tau_m}{\tau_n} = \sqrt{\frac{\beta_n}{\beta_m} \cdot \left( \frac{l_m}{l_n} \right)^3},$$

Откуда получаем зависимость для определения модельного ускорения и времени его действия:

$$a_m = a_n \cdot \frac{\beta_m}{\beta_n} \cdot \left( \frac{l_n}{l_m} \right)^2,$$

$$\tau_m = \tau_n \cdot \sqrt{\frac{\beta_n}{\beta_m} \cdot \left( \frac{l_m}{l_n} \right)^3},$$

Задавшись размерами модельной емкости (масштаб 1 – 1:3; масштаб 2 – 1:5) и подставив натурные параметры в соотношения, определяем модельные значения продольного ускорения и времени его действия для двух расчетных случаев веса космического аппарата 650 кгс и 5300 кгс.

Натурные и модельные боковые ускорения и время их действия приведены в табл. 1.

**Стеновая база.** Для проведения экспериментального подтверждения работоспособности капиллярного заборного устройства при программном развороте использовался стенд невесомости (рис. 2).

Стенд невесомости обеспечивает время свободного падения до 2,55 с.

При испытаниях программный разворот имитировался с помощью газореактивной системы кинематической модели. Дальнейшее свободное падение кинематической модели имитировало состояние невесомости после программного разворота.

**Проведение испытаний.** В соответствии с программой испытаний экспериментальная отработка проводилась двумя этапами: предварительные испытания; приемочные испытания. Предварительные испытания проводились в следующем порядке:

1) перед началом испытания проводилась заправка модельной емкости рабочей жидкостью от стеновых источников. После заправки модельной емкости с помощью тестового видеоизмерения определялся уровень модельной жидкости в емкости и отсутствие газовых включений под капиллярным стабилизатором. Контроль заполнения проводился визуально;

2) КМ подвешивалась в подвесном устройстве и после полного ее успокоения производился сброс КМ с высоты 32 м;

3) после разрыва связей между стендом и КМ включалась ГРС;

Таблица 1

Натурные и модельные боковые ускорения и их длительность

	До отделения КА			После отделения КА		
	натурное	модельное		натурное	модельное	
		РБР	Нафтил		РБР	Нафтил
$a_b, \text{ м/с}^2$	0,00248	0,08	0,11	0,059	2,11	2,77
$\tau, \text{ с}$	24	1,81	1,58	2,6	0,2	0,17

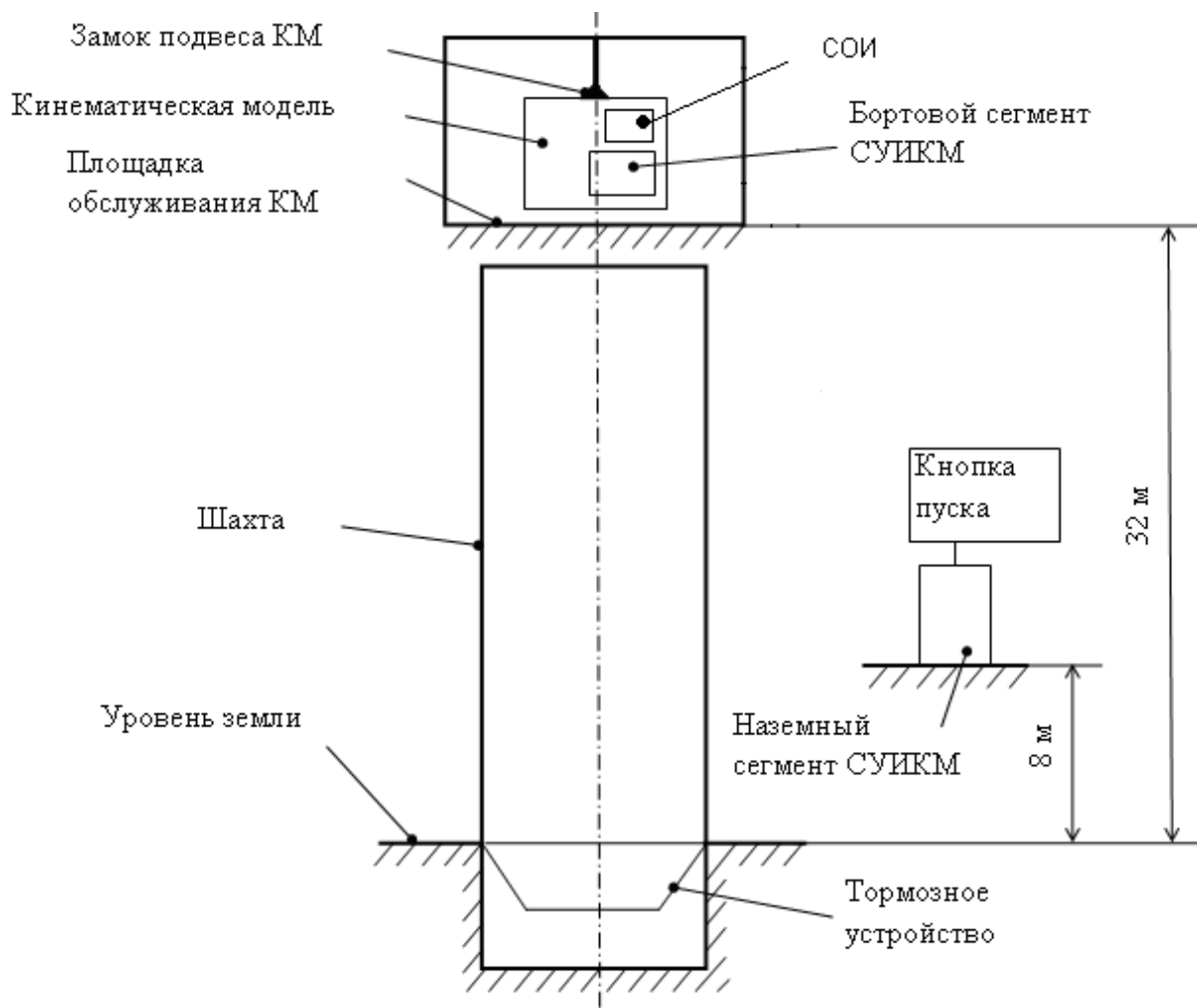


Рис. 2. Схема стенда невесомости

4) после торможения КМ в тормозном устройстве производилось снятие данных с последующей обработкой.

Фиксация непроникновения газа под сетчатый фазоразделитель проводилась визуально по кадрам видеосъемки.

Испытания проводились для моделирования условий полета после отделения космического аппарата:

- двух значений ускорения: номинального (вариант А) и в 2 раза превышающего его (вариант Б);

- двух рабочих жидкостей (РБР и нафтил);

- одного типа сетки капиллярного стабилизатора: сетки 0080x0,055.

Всего было проведено 96 испытаний (в том числе и отладочные), из них 70 зачетных.

**Результаты испытаний.** Типовой уровень заправки жидкостью модельной емкости (рис. 3).

Положение модельной жидкости в емкости в момент окончания действия ускорения (зафиксирован прорыв газа) (рис. 4).

Типовое положение модельной жидкости в емкости в момент окончания действия ускорения (рис. 5 и 6).

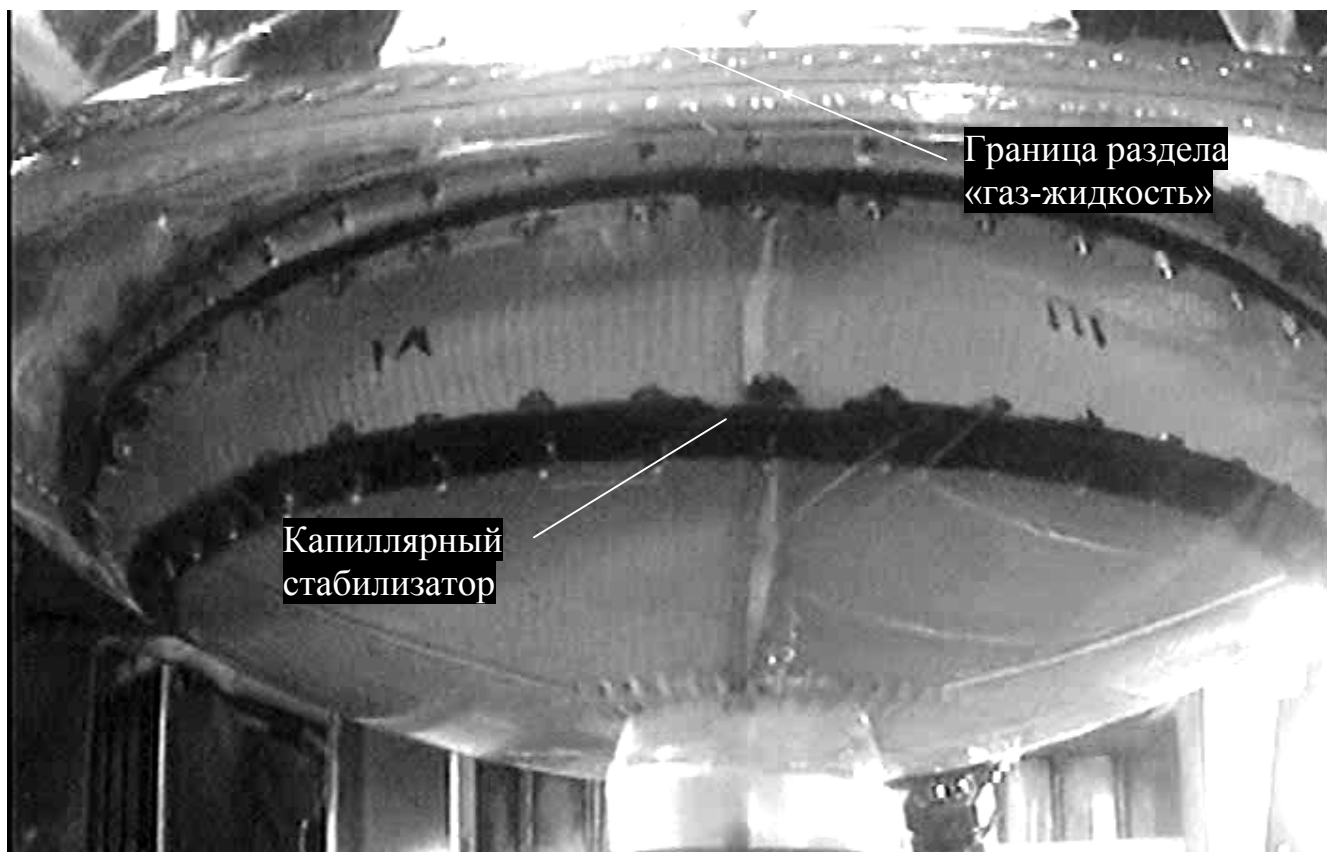
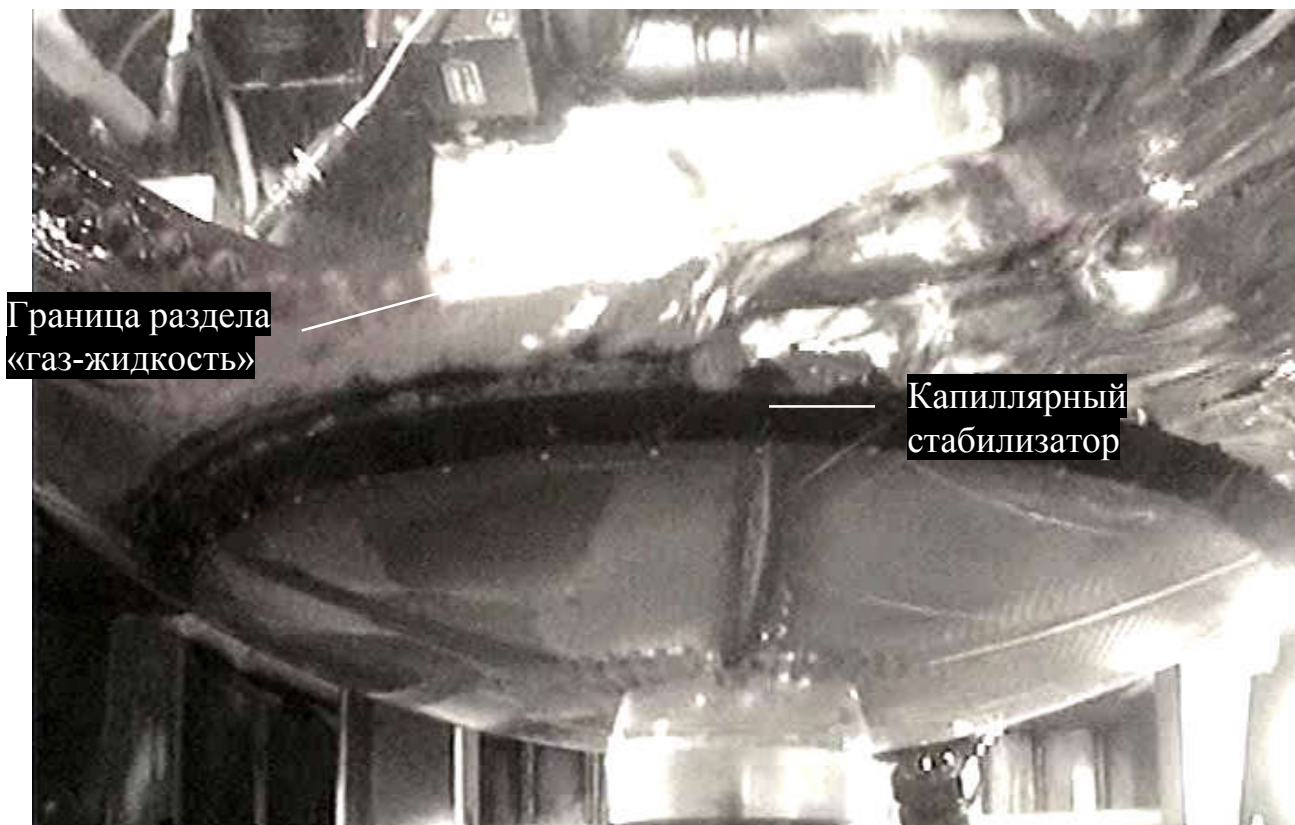


Рис. 3. Положение модельной жидкости при заправке



Рис. 4. Положение жидкости в момент окончания действия продольного ускорения (зафиксирован прорыв газа под стабилизатор)



Граница раздела  
«газ-жидкость»

Капиллярный  
стабилизатор

Рис. 5. Положение жидкости в момент окончания действия продольного ускорения (прорыв газа под стабилизатор не зафиксирован)



Граница раздела  
«газ-жидкость»

Капиллярный  
стабилизатор

Рис. 6. Положение жидкости в момент окончания действия продольного ускорения (прорыв газа под стабилизатор не зафиксирован)

### Анализ полученных результатов.

При испытаниях капиллярного стабилизатора на рабочей жидкости РБР отсутствие прорыва газа под сетку достигнуто при ускорении, в ~ 1,5 раза превышающем эквивалентное ускорение 3-й ступени при программном развороте на участке полета после отделения КА.

При испытаниях капиллярного стабилизатора на рабочей жидкости керосин отсутствие прорыва газа под сетку достигнуто при ускорении, эквивалентном ускорению 3-й ступени при программном развороте на участке полета после отделения КА.

Анализ поведения границы раздела фаз «газ-жидкость» во время действия модельного ускорения и до момента торможения кинематической модели показал, что в процессе испытаний граница раздела фаз «газ-жидкость» находилась над капиллярным стабилизатором для всех видов испытаний.

Видеоизмерения показали схожесть внутрибаковых процессов при применении различных модельных жидкостей – РБР и нафтила, что подтверждает правомерность исключения числа Re из критериев подобия.

**Пересчет модельных параметров на натурные.** В соответствии с методикой моделирования модельные параметры не равны натурным, а определяются в соответствии с критериями подобия. Для анализа условий нагружений сетчатого разделителя при полете ступени с учетом результатов испытаний необходимо произвести пересчет полученных модельных ускорений и времени его действия на натурные.

Пересчет модельного ускорения и времени в натурные осуществляется по формулам:

$$a_n = \frac{a_m}{\frac{\beta_m}{\beta_n} \cdot \left(\frac{l_n}{l_m}\right)^2}$$
$$\tau_n = \frac{\tau_m}{\sqrt{\frac{\beta_n}{\beta_m} \cdot \left(\frac{l_m}{l_n}\right)^3}}$$

Боковое ускорение на участке полета после отделения КА составляет 0,059 м/с<sup>2</sup>. Реализованные экспериментальные максимальные ускорения, пересчитанные на натурные условия, составляют от 0,0543 м/с<sup>2</sup> до 0,118 м/с<sup>2</sup>.

**Выводы.** При исследовании было осуществлено моделирование по числу Вебера и числу гомотронности, в рассматриваемом диапазоне параметров было подтверждено, что по числу Рейнольдса имеет место режим автомодельности.

В результате проведения испытаний была достигнута цель экспериментальных работ – подтверждение непроникновения газа сквозь сетку капиллярного стабилизатора заборного устройства окислителя, что подтверждает работоспособность капиллярного заборного устройства при программном развороте:

– для модельной жидкости РБР – при ускорении, в 1,5 раза превышающем эквивалентное ускорение 3-й ступени при программном развороте на участке полета после отделения КА;

– для модельной жидкости керосин – при номинальном эквивалентном ускорении 3-й ступени при программном развороте на участке полета после отделения КА.

### Библиографические ссылки

1. Проблемы гидродинамики и теплообмена в условиях невесомости / под ред. Швецовой А.Я., Слянова Е.А. *ГОНТИ*, 1970. 479 с.
2. Двигательные установки ракет на жидком топливе / под ред. Э. Ринга. Москва : ИЛ, 1966. 404 с.
3. Астронавтика и ракетодинамика. Экспресс-информация. 1986. № 7.
4. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства при отделении космического аппарата / И.В. Седых, Д.Э. Смоленский. *Механика гироскопических систем*. № 33. 2017 г.

*Надійшла до редколегії 21.07.2018 р.*

## ПРОЦЕС СТРУКТУРУВАННЯ ЕПОКСІУРЕТАНОВОГО КАУЧУКУ ПІД ДІЄЮ ДИГІДРАЗОНУ ДІАЦЕТИЛФЕРОЦЕНУ

Т.Ю. Смольникова, О.Ю. Нестерова, В.Д. Гулик

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро, 49010, Україна, e-mail: kafedra.vms@gmail.com

Досліджено процес структурування олігомерного епоксіуретанового каучуку з кінцевими епоксидними групами під дією дигідрозону 1,1' діацетилфероцену в умовах довготривалого нагріву, який відбувається з утворенням гумоподібного еластичного полімеру, що має структуру рідкозшитого сітки. Будову синтезованого дигідрозону 1,1' діацетилфероцену доведено за даними ЯМР<sup>1</sup>H та хроматомас-спектроскопії.

**Ключові слова:** фероцен, діацетилфероцен, дигідрозондіацетилфероцену, структурування каучуку.

The process of structuring of oligomeric epoxyurethane rubber with terminal epoxy groups under the action of dihydrazone 1,1'-diacetylferrocene under conditions of prolonged heating was studied. The crosslinking process proceeds with the formation of a rubber-like elastic polymer with a structure of a rare-mesh net. The structure of the synthesized dihydrazone 1,1'-diacetylferrocene was proved on the basis of NMR<sup>1</sup>H and chromatomass-spectroscopy data.

**Keywords:** ferrocene, diacetylferrocene, dihydrazonediacetylferrocene, rubber structuring.

Исследован процесс структурирования олигомерного эпоксиуретанового каучука с концевыми оксидными группами под действием дигидразона 1,1' диацетилфероцена в условиях длительного нагрева, который протекает с образованием резиноподобного эластичного полимера со структурой редкосшитой сетки. Строение синтезированного дигидразона 1,1' диацетилфероцена доказано на основании данных ЯМР<sup>1</sup>H и хроматомасс-спектроскопии.

**Ключевые слова:** ферроцен, диацетилфероцен, дигидразондіацетилфероцена, структурирование каучука.

**Вступ.** Сумішеве тверде ракетне паливо (СТРП) найбільш широко використовується в сучасних твердопаливних двигунах великої потужності і найчастіше представляє собою суміш перхлорату амонію з алюмінієм і функціональними низькомолекулярними каучуками у якості паливно-зв'язувального. Незважаючи на низький вміст полімерного зв'язувального в СТРП, воно визначає спосіб отримання і режими переробки паливної маси, фізико-механічні, енергетичні та інші властивості [2].

Останнім часом енергетичні характеристики палива дослідники намагаються посилити за рахунок створення полімерних систем, що містять N-N зв'язок, що пов'язано з високими значеннями теплоти утворення зв'язків N-N та C-N. У той же час зменшення вмісту вуглецю і водню в полімерній матриці призводить до збільшення щільності композиції, поліпшення кисневого балансу і збільшення виходу газоподібних продуктів [8]. Найчастіше такі енергетично активні полімери містять азидні,

нітроамінні, гідразонні угруповання, які зумовлюють високу (в ряді випадків позитивну) ентальпію утворення, що дозволяє створювати на основі таких систем високощільні сумішеві ракетні палива з високим одиничним імпульсом [1]. З цією метою порівняно недавно запропоновано використовувати для затвердіння полімерної матриці паливно-зв'язувального СТРП дігліциділамін епоксидні смоли на основі біс-гідразонів [5], введення яких дозволяє збільшити енергетичні характеристики полімерної матриці, а також підвищити швидкість горіння паливного заряду.

Структурування епоксіуретанових каучуків на основі олігомерного полібутадієну з кінцевими гідроксильними групами (НТРВ – англ. hydroxyl-terminatedpolybutadiene) можливе за рахунок використання біс-гідразонів, аналогічно [7], що призводить до отримання полімерної матриці з N-N зв'язками. Потрібно зазначити, що активність гідразонів при розкритті кінцевих епоксидних груп в



епоксіуретанових каучуках набагато менша, ніж амінів. Структурування гідразонами протікає тільки при підвищених температурах. Це дозволяє отримувати однорідну композицію при змішуванні полімеру паливно-зв'язуючого з дигідразонним отверджувачем при температурі +50 – +60 °С з наступним нагріванням до +80 – +90 °С для поступового затвердіння полімерної матриці. Таким чином, використання біс-гідразонів дозволяє зробити процес структурування каучуків з кінцевими епоксидними групами більш селективним та підвищити енергетичні характеристики полімерної матриці за рахунок утворення N-N зв'язків.

Використання СТРП для стартового прискорювача багатоступінчастої ракети передбачає досить високі значення швидкості горіння даного палива, досягнення яких можливо за рахунок додавання регуляторів швидкості горіння (РШГ), таких як похідні фероцену. В якості штатних регуляторів швидкості горіння СТРП найбільш широко використовувалися алкіл похідні фероцену, такі як 1,1'-діетилфероцен, н-бутилфероцен, катоцен. Однак їх тенденція до міграції і чутливість до окиснення обмежують можливість їх використання. Для отримання більш високих швидкостей горіння СТРП потрібно застосування підвищених концентрацій каталізатора, що у разі алкілфероценів важко реалізувати через їх високу летючість. Для забезпечення стабільності властивостей палива в процесі зберігання і експлуатації, утримання рідких фероценових сполук у складі СТРП, як правило, не перевищує 1 %, тим самим обмежується можливість підвищення швидкості горіння паливних композицій. Спроби запобігти дифузії похідних фероцену на поверхню палива реалізовувалися через збільшення кількості фероценових фрагментів у молекулі, збільшення розмірів молекул, що містять фероцен, проте це не дало позитивних результатів. Інші спроби запобігти дифузії на поверхню палива похідних фероцену пов'язані з використанням сополімерів, що містять фероценовий фрагмент, разом з

іншими функціональними групами. Дані сополімери можна використовувати як отверджувальний агент для вуглеводневого зв'язувального. Однак тут виникає проблема синтетичної складності їх отримання і досить високої ціни, що призводить до подорожчання каталізатора.

Одним з найбільш ефективних способів зменшення летючості рідких похідних фероцену є приєднання їх до паливнзв'язувального, наприклад, до низькомолекулярного рідкого каучуку. У випадку використання в якості паливно-зв'язувального компонента СТРП олігомерних епоксіуретанових каучуків можливе застосування дигідразону 1,1'-діацетилфероцену в якості структуруючого агенту, що дозволить провести як структурування каучуків з утворенням полімерної сітки, так і закріплення фероценільного фрагмента у полімерній матриці для запобігання міграційних процесів.

**Метою** даної роботи є дослідження можливості використання дигідразону 1,1'-діацетилфероцену в якості структуроутворювача епоксіуретанового каучуку, що дозволить виконувати функцію отверджувача паливно-зв'язувального у складі СТРП, а також унеможливити міграцію похідних фероцену.

#### **Експериментальна частина**

Мас-спектри та хроматограми отримано на хроматомас-спектрометрі GCMS Hewlett Packard SeriesII 5890/5972, колона Agilent HP5MS 25 m, 0.2 mm, 0.33  $\mu$ m, проба розчинена в метанолі (C=1мг/мл); спектри ЯМР  $^1\text{H}$  одержано на приладі VarianVXR 300, стандарт ТМС. Синтез 1,1'-діацетилфероцену (ДАФ) проводили реакцією ацилування фероцену за методикою, що наведена у [3]. Епоксіуретановий каучук РКРВ-Е, отриманий з олігомерного каучуку НТРВ, ізофорондіізоціанату та гліцидолу, має характеристики, наведені у табл. 1.

#### **Синтез дигідразону 1,1'-діацетилфероцену**

В круглодонну колбу поміщають 40 мл гідразингідрату (60 %), додають 20 мл етанолу та пропускають інертний газ (аргон або нітроген). Суміш нагрівають в

Характеристики олігомерного каучуку РКВЕ-Е

Показник	Зразок	Норма
В'язкість при температурі 50 <sup>0</sup> С, (Па·с)	27,7	30-50
Масова доля епоксидних груп (%)	1,8	1,7-2,1
Масова доля ізоціанатних груп (%)	Відсутня	Допускають сліди
Втрата маси при сушці (%)	0,2	До 0,5

установці зі зворотним холодильником у атмосфері інертного газу. Окремо розчиняють 2,5 г (270 г/моль) ДАФ у 28 мл етанолу до повного розчинення ДАФ з утворенням темно-червоного розчину. До киплячого розчину гідразингідрату в етанолі додають поступово розчинений у спирті ДАФ. Нагрівання триває 1,5–2 год., реакційну суміш залишають на 24 години при кімнатній температурі для кристалізації дигідразону 1,1'-діацетилфероцена (ДГДАФ). Отримують яскраво-червоні кристали голчастої форми. Вихід 1,05 г (42 %).  $T_{пл} = 180\text{--}184\text{ }^{\circ}\text{C}$  (етанол), т.пл.  $184\text{--}185\text{ }^{\circ}\text{C}$  за [6].

#### Отвердіння олігомерного каучуку РКРВ-Е під дією ДГДАФ

Наважку каучуку масою 3,4 г нагрівають до 50 °С, ретельно змішують 0,22 г (0,7 ммоль) ДГДАФ з 0,28 г діоктилсебацінату (ДОС) та додають до наважки каучуку. Отриману суміш ретельно перемішують, виливають у поліетиленову форму та ставлять у термошафу, нагріту до 80 °С. Витримують 10–11 годин. Отримують темну тягучу плівку структурованого під дією ДГДАФ каучуку РКРВ-Е (Зразок І), яка легко відстає від форми.

#### Отвердіння епоксидної смоли ЕД-20 під дією ДГДАФ.

До 1,6 г смоли ЕД-20 додають 0,5 г

(0,0017 моль) ДГДАФ, ретельно змішують у поліетиленовій формі та поміщають у термошафу. Після витримки протягом 10–12 годин при температурі 80 °С отримують темну, крихку й тверду речовину (Зразок ІІ).

#### Дослідження процесу набухання структурованого каучуку РКРВ-Е (Зразок І)

Зважують 4 наважки еластичної плівки (Зразок І): дві – приблизно по 0,1 г, інші – приблизно по 0,2 г. Кожну поміщують у пробірку та доливають до двох пробірок бензен, а до двох інших – толуен (до наважок меншої маси додають по 2 мл розчинника, до наважок більшої маси – по 4 мл). Розчинник повинен покрити наважку. Через 30 хвилин з моменту доливання розчинника наважку акуратно дістають з пробірки, промокають розчинник фільтрувальним папером, зважують. Аналогічну процедуру проводять через певний проміжок часу. За наведеними нижче формулами розраховують приріст маси ( $\Delta m$ ) та ступінь набухання ( $\alpha$ ) для кожної наважки.

$$\Delta m_n = m_0 - m_n$$

$$\alpha = \frac{\Delta m_n}{m_0} \cdot 100\%$$

Отримані дані наведено у табл. 2, 3.

Таблиця 2

Приріст маси плівки (Зразок І) від часу набухання

Розчинник	$m_0$ (г)	$\Delta m_1$ (г) 30 хв.	$\Delta m_2$ (г) 1 год.	$\Delta m_3$ (г) 1,5 год.	$\Delta m_4$ (г) 2,1 год.
1 Бензол (4мл)	0.198	0,715	1,011	1,037	1,217
2 Бензол (2мл)	0.120	0,520	0,566	0,563	0,508
3 Толуол (4 мл)	0.192	0,355	1,058	0,951	0,752
4 Толуол (2 мл)	0.102	0,394	0,456	0,451	0,432

Ступінь набухання плівки (Зразок I)

Розчинник		$\alpha_1$ (%) 30 хв.	$\alpha_2$ (%) 1 год.	$\alpha_3$ (%) 1,5 год.	$\alpha_4$ (%) 2,1 год.
1	Бензол (4мл)	361,1	510,6	523,7	614,65
2	Бензол (2мл)	433,3	471,7	469,2	423,3
3	Толуол (4 мл)	497,4	551	495,3	391,7
4	Толуол (2 мл)	386,3	447,1	442,2	427

### Обговорення результатів

Відомо, що СТРП з перхлоратом амонію та поліуретановим паливно-зв'язувальним на основі каучуку НТРВ мають високі енергетичні характеристики [4], насамперед, імпульс тяги [5]. Каучук НТРВ є тільки пре-полімером, що був

спеціально розроблений для використання у СТРП, який з відповідними діізоціанатами, наприклад, ізофорондіізоціанатом утворює макродіізоціанат вже з кінцевими ізоціанатними групами. Реакція перебігає згідно зі схемою 1.



Схема 1. Утворення макродіізоціанату

Остаточні полімерні паливно-зв'язувальні отримують реакцією макродіізоціанату з гліцидом за схемою

2, з утворенням олігомерного каучуку з кінцевими епоксидними групами.

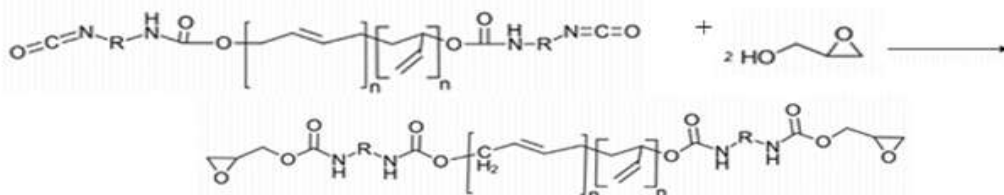


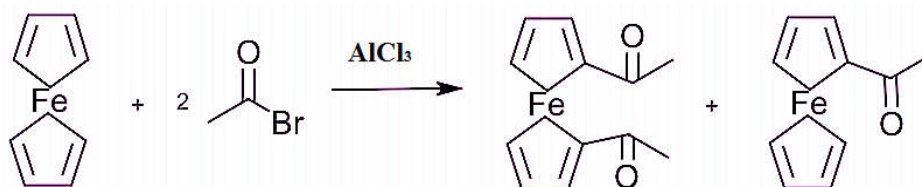
Схема 2. Синтез олігомерного епоксиуретанового полібутадієнового каучуку

Таким чином проходить синтез олігомерного полібутадієнового каучуку з кінцевими епоксидними групами, наприклад, каучуку марки РКРВ-Е, який містить 1,8 % кінцевих епоксидних груп, що відповідає  $M_n \sim 4000-4500$  (г/моль).

Нами запропоновано в якості отверджувача олігомерного каучуку марки РКРВ-Е використовувати дигідрозид 1,1'-діацетилфероцену (ДГДАФ), який має реагувати з епоксидними групами олігомерного каучуку і таким чином

зв'язуватися з полімерною матрицею, що, з одного боку, не дасть можливість мігрувати похідному фероцену з паливної маси СТРП, з іншого – буде зшивати каучук. В той же час ДГДАФ може виконувати дії каталізатора горіння для даного СТРП.

Синтез ДГДАФ починається з отримання 1,1'-діацетилфероцену (ДАФ) ацетилюванням фероцену за реакцією Фріделя – Крафта з подвійним надлишком ацетилброміду у присутності каталізатора  $AlCl_3$ [3]. Реакція відбувається за схемою 3.

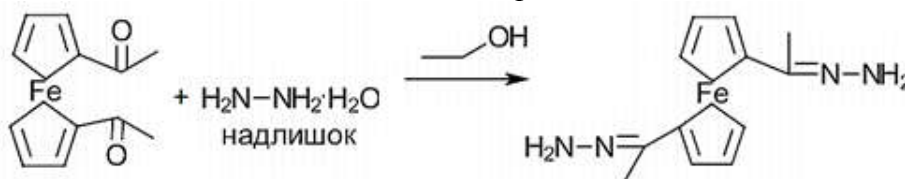


ДАФ    МАФ

Схема 3. Одержання суміші 1,1'-діацетилфероцену (ДАФ) та моноацетилфероцену (МАФ)

В ході реакції утворюється в якості основного продукту ДАФ з домішкою моноацетилфероцену (МАФ), від якого звільняються через перекристалізацію продукту з суміші ацетон:вода 1:3.

Отримання ДГДАФ відбувається при недовгому нагріванні ДАФ з 60%-ним гідразин гідратом у середовищі етанолу в атмосфері інертного газу. Реакція проходить за схемою 4.



ДАФ

ДГДАФ

Схема 4. Синтез дигідрозону 1,1'-діацетилфероцену (ДГДАФ)

Отриманий ДГДАФ має голчасту кристалічну будову, кристали темно-червоного кольору.

Структура отриманого ДГДАФ доказана за результатом збігу температури плавлення отриманої сполуки з літературними даними, а також за даними ЯМР<sup>1</sup>H-спектронетрії та хроматомас-спектронетрії. В ПМР-спектрі (рис. 1) присутні сигнали протонів двох метильних груп з хімічним зсувом  $\delta = 1.844$  м.д. (с.6H), протонів двох заміщених циклопентадієнільних фрагментів  $-\delta = 4.156$  (с.4H),  $\delta = 4.392$  (с.4H) та уширений

сигнал протонів NH<sub>2</sub> – групи  $\delta = 5.851$  (уш.с.3H).

За допомогою даних хроматомас-спектра підтверджено молекулярну масу продукту  $m/z$  M+=299,2, що відповідає протонованому молекулярному іону  $m/z$  M+<sup>1</sup> ДГДАФ -298,2.

Відомо, що полімери з кінцевими епоксидними групами зшиваються гідразонами органічних кетонів та альдегідів з утворенням сітчастої структури [7]. Реакція відбувається шляхом розкриття епоксидних груп гідразонним фрагментом.

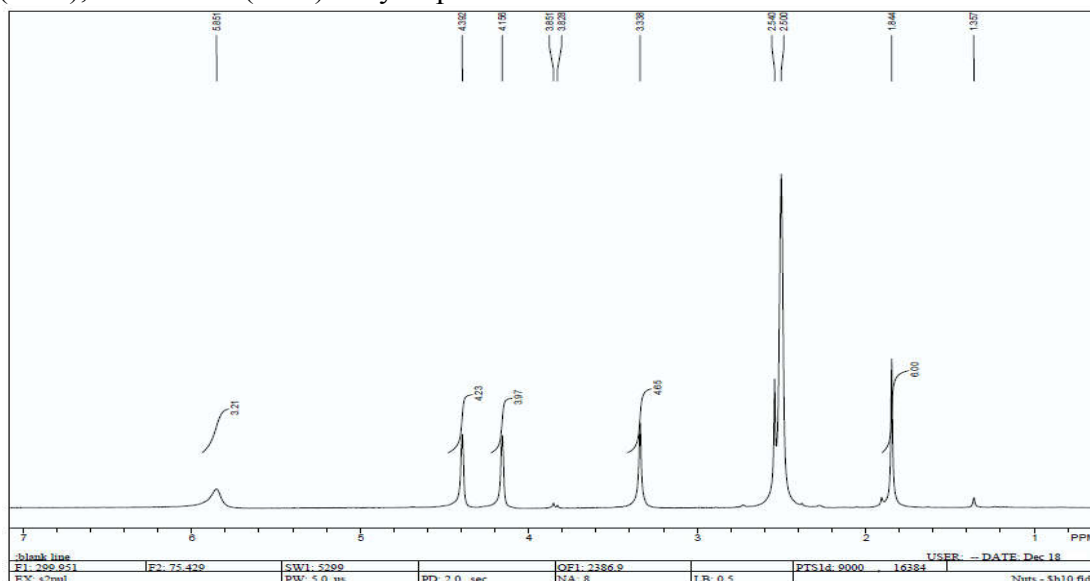


Рис. 1. ЯМР<sup>1</sup>H-спектр ДГДАФ (стандарт ТМС, розчинник ДМСО-D<sub>6</sub> + CDCl<sub>3</sub>)

Отриманий ДГДАФ був використаний нами для дослідження процесу отвердіння олігомерного каучуку РКРВ-Е. Оскільки ДГДАФ кристалічна речовина, для його

розчинення використовували пластифікатор діоктилсебацінат (ДОС) у мінімальній кількості. Реакція отвердіння відбувалася за схемою 5.

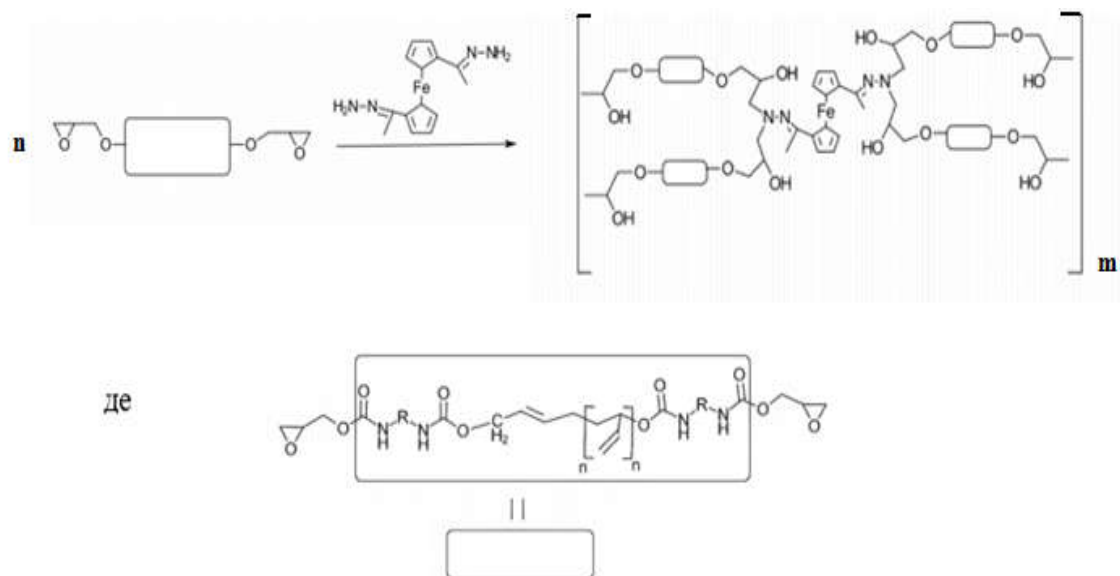


Схема 5. Структурування олігомерного епоксиретанового полібутадієнового каучуку під дією ДГДАФ

Отвердіння рідкого каучуку проходило в умовах довготривалого нагріву при температурі 80 °С. В результаті був отриманий темно-червоний гумоподібний еластичний матеріал (див. фото на рис. 2). Треба зазначити, що твердіння олігомерного каучуку РКРВ-Е без ДГДАФ у тих самих умовах витримки при нагріванні не відбувається. Модельна реакція твердіння епоксидної смоли ЕД-20 під дією ДГДАФ відбувається також при довготривалому нагріві з утворенням твердого крихкого матеріалу (Зразок 2).

Дослідження фізичних властивостей гумоподібної еластичної плівки (Зразок І),

зокрема її поведінка у різних розчинниках, показало, що даний полімер зовсім не набухає у воді, слабо набухає в етанолі, диметилформаміді, не розкладається водним розчином лугу, проте сильно набухає у хлороформі та оцтовій кислоті. Процес набухання зразка І у різних кількостях бензену та толуену (рис. 3) свідчить про те, що еластична плівка має структуру рідкозшитої сітки. Графіки залежності процесу набухання від часу показують, що найбільш інтенсивною фазою набухання є перша година, потім встановлюється відносна рівновага.

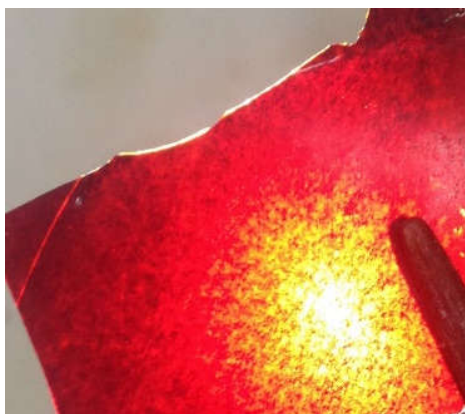


Рис.2. Зовнішній вигляд полімерної плівки (Зразок І)

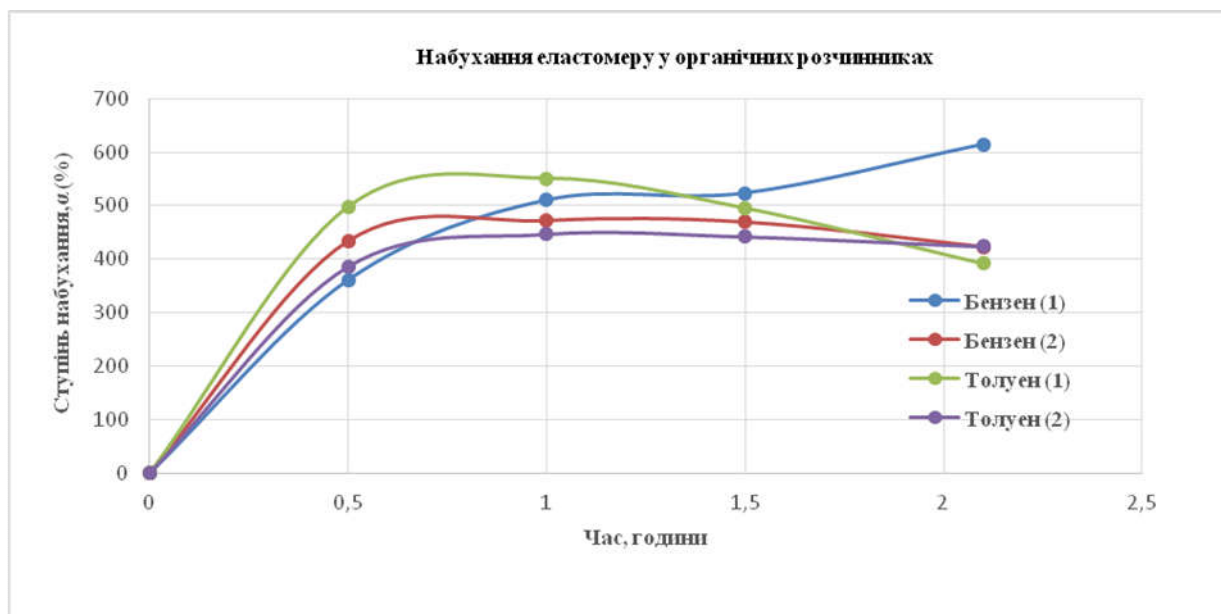


Рис. 3. Графіки залежності процесу набухання зразка I від часу

**Висновки.** Таким чином, знайдено, що процес структурування олігомерного епоксіуретанового каучуку з кінцевими епоксидними групами відбувається під дією ДГДАФ в умовах довготривалого нагріву з утворенням гумоподібного еластичного полімера, який має структуру рідкозшитої сітки. Цей факт свідчить про те, що в умовах полімеризації заряду СТРП, який містить у якості паливно-зв'язувального олігомерний епоксіуретановий каучук, може бути використаний ДГДАФ як зшиваючий агент. Закріплення таким чином фероценільного фрагмента у полімерній матриці приведе до запобігання міграційним процесам, підвищенню енергетичних характеристик палива за рахунок утворення N-N зв'язків та інтенсифікації процесу газоутворення при горінні СТРП.

#### Бібліографічні посилання

1. Лотменцев Ю.М., Плешаков Д.В. Синтетические эластомеры – компоненты энергетических материалов : учебное пособие. Москва : РХТУ им. Д.И.Менделеева. 2007. С.5–8.
2. Паушкин Я.М. Жидкие и твердые химические ракетные топлива. Москва : Наука, 1978. 192 с.

3. Перевалова Э.Г., Решетова М.Д., Грандберг К.И. Железоорганические соединения. Ферроцен. Москва : Наука, 1983. С. 41–54.

4. Chapter 4. Polymeric Materials on the Base of Oligomers with Terminal Functional Groups / V. Grishchenko, A. Barantsova, V. Boiko, N. Busko *Advances in progressive thermoplastic and thermosetting polymers, perspectives and applications*. Edition TECHNOPRESS. 2012. P. 87–143.

5. Jain S.R. *Solid Propellant Binders*. J. Scientific & Industrial Research. 2002. V. 61. P. 899–911.

6. Jian Zhang., Ruidong Liu *Synthesis, Characterization and Antioxidant Activity of Ferrocenyl hydrazones*. *J. Chem. Soc. Pak*. 2011. V. 33. No. 3, P. 356–359.

7. Pat. CN 103483554 A (China), C08 G59/4014. Degradable hydrazone epoxyre sincuring agent and application there of. Заявлено 24.09.2013. Опубл.01.01.2014.

8. Talawar M.B. Environmentally compatible next generation green energetic materials (GEMs). *Journal of Hazardous Materials*. 2009. V. 161. P. 589–607.

Надійшло до редколегії 20.06.2018 р.

## ДВУХУРОВНЕВАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОГРАММНОГО КОДА ДЛЯ ПОЛИНОМОВ ЛЕЖАНДРА ВЫСОКИХ ПОРЯДКОВ

В. И. Усиченко, Д. В. Заврайский

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М. К. Янгеля»*

Показано доцільність дворівневої оптимізації програмного коду для обчислення лежандрових поліномів високих порядків. На основі хронометражу засобами операційної системи зроблено висновок про ефективність такої оптимізації. Даний матеріал є другою, завершаючою частиною статті [8].

**Ключові слова:** рівень оптимізації, асемблер, поліноми Лежандра, потенціал, компоненти вектора гравітаційного прискорення.

The expediency of two-level optimisation of a program code for calculation Legendre polynomials of high orders is shown. The conclusion about efficacy of optimisation is made on the basis of timekeeping by operating system means. This paper is a second part of article [8].

**Keywords:** optimisation level, the assembler, Legendre polynomials, potential, components of a vector of gravitational acceleration.

Показана целесообразность двухуровневой оптимизации программного кода для вычисления лежандровых полиномов высоких порядков. На основе хронометража средствами операционной системы сделан вывод об эффективности такой оптимизации. Настоящий материал представляет вторую, завершающую часть статьи [8].

**Ключевые слова:** уровень оптимизации, асемблер, полиномы Лежандра, потенциал, компоненты вектора гравитационного ускорения.

**Цель работы, уровни оптимизации и критерии оптимальности исследуемых алгоритмов.** В ходе выполнения работы ставилась задача двухуровневой оптимизации кода для алгоритмов вычисления полиномов Лежандра высоких порядков (вплоть до нескольких десятков тысяч). Затем средствами операционной системы проводилась оценка того, на сколько уменьшилось в результате оптимизации среднее время вычисления лежандрового многочлена произвольного порядка в заданной точке отрезка  $[-1; 1]$ . Такая постановка задачи обусловлена, прежде всего, высокой степенью вложенности алгоритмов вычисления полиномов в задачу разложения земного потенциала в ряд по сферическим функциям. Практическая ценность мер по оптимизации кода оценивалась на примере задачи вычисления компонент вектора гравитационного ускорения.

Основным и наиболее наглядным критерием оптимальности того или иного алгоритма является минимизация времени его машинного выполнения. В программировании проблему оптимизации принято делить на три уровня [1]:

- высокоуровневая оптимизация, основывающаяся на первоначальном выборе алгоритма. На этом этапе анализируется в первую очередь логическая структура алгоритма, число содержащихся в нем условных и безусловных переходов, циклов, оценивается время его выполнения в зависимости от объема  $n$  входных данных (обычно применяется оценка  $O(n)$ ). Считается, что высокоуровневая оптимизация дает наибольший вклад в оптимизацию алгоритма в целом независимо от выбранного языка программирования;

- оптимизация среднего уровня подразумевает рациональный выбор языка программирования и эффективную реализацию алгоритма на нем. Среднеуровневая оптимизация является наиболее ответственным этапом при оптимизации алгоритма. Основные проблемы в плане оптимизации исходного кода на этом этапе чаще всего разработчику создают циклы. Именно они, как правило, являются критическими по времени выполнения участками программного кода. В связи с этим существует ряд специальных подходов к программированию циклов [1; 4];

- низкоуровневая оптимизация предполагает анализ количества тактов процессора на выполнение каждой команды и выбор рационального их порядка для конкретной архитектуры процессора. В плане низкоуровневой оптимизации наиболее эффективным считается язык ассемблера. Применение ассемблера оказывает очень сильное влияние и на другие аспекты оптимизации, например, на объем генерируемого в результате компиляции машинного кода. В силу ряда обстоятельств, обусловленных, прежде всего, особенностями программирования на ассемблере и функционирования операционной системы, было решено отказаться от низкоуровневой оптимизации алгоритмов для лежандровых полиномов. Поэтому в дальнейшем речь идет исключительно о двухуровневой оптимизации (высоко- и среднеуровневой).

#### **Результаты двухуровневой оптимизации алгоритмов, основанных на рекуррентных соотношениях.**

Общеизвестно, что в силу разнообразия форм представления полиномов Лежандра существует целый ряд алгоритмов для их вычисления в заданной точке. Поэтому прежде чем приступить к высокоуровневой оптимизации нами были проанализированы четыре различных алгоритма для нахождения значений лежандровых полиномов на основе формулы Лапласа, интегральных соотношений Мейера, а также на основе применения гипергеометрической функции и рекуррентных соотношений. В результате анализа сложилось твердое убеждение, что исходный, а также оптимизированный алгоритм для вычисления полиномов Лежандра высоких порядков на  $[-1, 1]$  следует строить исходя из рекуррентного соотношения

$$P_{n+1}(z) = \frac{1}{n+1} \cdot [(2n+1) \cdot z \cdot P_n(z) - n \cdot P_{n-1}(z)] \quad (1)$$

Консольные приложения, как известно, требуют минимума ресурсов и не «отвлекают» операционную систему на «посторонние» процессы, связанные с обеспечением графического интерфейса, поэтому хронометраж вычислительного процесса будет точнее. Исходя из этого

реализация и тестирование основанного на (1) алгоритма проводились в консольном режиме среды Microsoft Visual C++ 2010 для двух случаев.

В первом случае алгоритм был реализован на «чистом» C++. Соответствующий листинг мы не приводим в силу отсутствия в нем каких-либо особенностей.

Во втором случае алгоритм для (1) был реализован в том же режиме и в той же среде, но для вычислений в цикле по рекуррентной формуле (1) в C++ код был встроено ассемблерный блок. Этот вариант исходного кода на C++/MASM представлен в листинге 1 (см. приложения в конце основного текста). В обоих случаях средствами ОС проводился хронометраж времени счета.

В каждом из двух рассматриваемых случаев хронометраж велся для расчета полиномов Лежандра до сотысячного порядка. В качестве критерия быстродействия функции для вычисления по (1) использовалось усредненное время  $\bar{\tau}$  вычисления полинома Лежандра произвольного порядка, которое рассчитывалось по формуле

$$\bar{\tau} = \frac{\tau_{\Sigma}}{n_{\max}}, \quad (2)$$

где  $n_{\max}$  – наивысший порядок лежандрового полинома, до которого велся счет;

$\tau_{\Sigma}$  – суммарное время счета полиномов Лежандра от нулевого порядка до  $n_{\max}$ . Время  $\tau_{\Sigma}$  определялось в миллисекундах средствами операционной системы с помощью функции `clock()` библиотеки `time.h`, а затем (в коде на «чистом» C++) переводилось в секунды с использованием макроса `CLOCKS_PER_SEC`. Начальные результаты хронометража вычисления полиномов Лежандра  $P_n(z)$  до порядка 100000 ( $n_{\max} = 99999$ ) в случае реализации основанного на (1) алгоритма только на C++ приведены на рис. 1. Полученное время выполнения (рис. 1) для «чистого» C++ включает также время компиляции исходного кода и время вывода на экран результата для каждого из полиномов. Операция вывода на консоль – довольно медленная. Если ее исключить и оставить



вывод только для времени выполнения, то величина (2) уменьшится примерно на 15 %. С учетом этого для кода только на C++, то есть без ассемблерного блока, для усредненного времени (2) вычисления

значения одного полинома Лежандра получаем:

$$\bar{\tau} \approx 0,85 \cdot \frac{653}{100000} \approx 0,0055 \text{ с.}$$

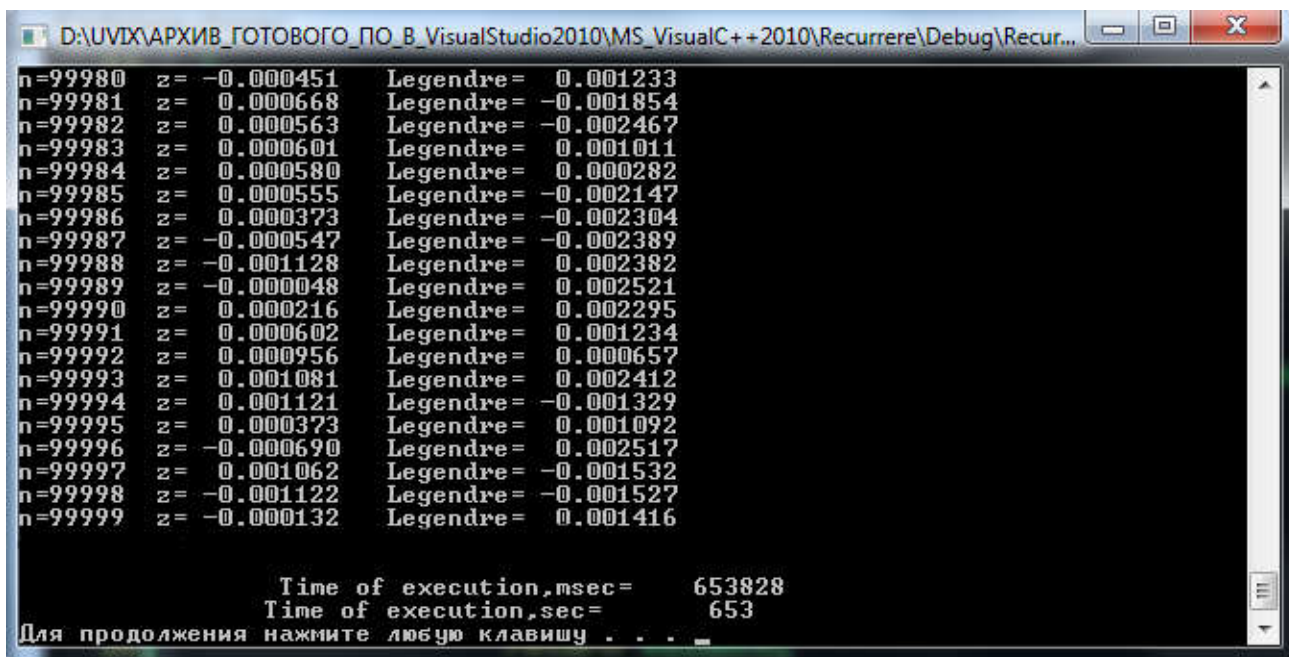


Рис. 1

При использовании блока ассемблерных команд (листинг 1 приложений) усредненное время вычисления полинома Лежандра произвольного порядка при том же  $n_{\max} = 100000$  сокращается до 0,00258 с при выводе результатов на экран в цикле, и до 0,0022 с при выводе на консоль только времени выполнения. Таким образом

быстродействие алгоритма в случае ассемблерных вставок в C++ код возрастает в  $0,0055/0,0022 \approx 2,5$  раза. В систематизированном виде результаты предпринятых мер по двухуровневой оптимизации кода вычисления лежандровых полиномов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты тестирования усредненного времени вычисления полиномов Лежандра высоких порядков на C++ и C++/MASM ( $n_{\max} = 100000$ )

Вид хронометража	$t_1, \text{с}$ («чистый» C++)	$t_2, \text{с}$ (C++/MASM)	$t_1 / t_2$
Хронометраж с учетом времени вывода на консоль	0,00654	0,00258	2,53
Хронометраж без учета времени вывода на консоль	0,00589	0,0022	2,68

Из анализа следует главный вывод о том, что реализация вычисления полиномов Лежандра  $P_n(z)$  в цикле по n в виде ассемблерного блока сокращает общее время вычисления примерно в два с половиной раза.

Полученный результат является вполне ожидаемым. Во-первых, вычислительный цикл является наиболее критичным по времени выполнения участком программы и его построение на основе ассемблерного кода – часто применяемый и хорошо зарекомендо-

вавший себя прием. Во-вторых, использование команд сопроцессора обеспечивает использование его собственных регистров со стековой структурой и почти исключает обращение к оперативной памяти компьютера для хранения промежуточных результатов. Следовательно, при применении основанного на (1) алгоритма для лежандровых полиномов высоких порядков, предпочтительным оказывается построение соответствующей функции с использованием команд ассемблера.

В отношении *присоединенных* функций Лежандра для краткости изложения ограничимся лишь констатацией моментов, необходимых для целостного представления о результатах предпринятых мер по оптимизации кода.

Во-первых, арсенал методов построения алгоритмов вычисления присоединенных лежандровых функций несколько беднее, а сами эти методы сложнее, чем в случае основных функций.

Во-вторых, анализ свидетельствует, что предпочтение для присоединенных лежандровых функций высоких порядков и степеней также стоит отдать рекуррентным методам, основанным на двух известных соотношениях [3]:

$$P_{m,m}(z) = \sqrt{(1-z^2)^m} \cdot \prod_{i=1}^m (2 \cdot i - 1),$$

$$P_{k,m}(z) = \frac{1}{k-m} \cdot \left[ (2k-1)zP_{k-1,m}(z) - (k+m-1)P_{k-2,m}(z) \right], \quad (3)$$

где второе соотношение приведено к специальному, удобному для программирования виду. И, наконец, самое главное: основанная на тех же принципах, что и в случае основных полиномов Лежандра, двухуровневая оптимизация базирующихся на (3) алгоритмов дает результаты, близкие к представленным в табл. 1.

В листинге 2 приложений представлен C++/MASM код функции *double PrisLegAsm (long order, long power, double arg)* для вычисления присоединенных функций Лежандра. Ее аргументами в порядке следования

являются: порядок, степень присоединенной функции Лежандра и значение аргумента  $z \in [-1, 1]$ .

Необходимо признать, что степень оптимизации листинга 2 можно при необходимости повысить, если постараться уменьшить число обращений к оперативной памяти.

**Проверка результатов оптимизации на примере задачи вычисления компонент вектора гравитационного ускорения.** Для оценки эффективности проведенной ранее оптимизации алгоритмов вычисления полиномов Лежандра была выбрана задача расчета компонент  $g_x, g_y, g_z$  вектора гравитационного ускорения Земли в гринвичской геоцентрической системе координат с использованием полиномов Лежандра до 16 порядка включительно. Компоненты рассчитывались вдоль гринвичского меридиана в 31580 точках (шаг по широте 0,0001 рад или 0,0057 град) на геоцентрическом расстоянии 6378,137 км.

Как известно [1–3], силовую функцию гравитационного поля Земли можно представить в виде

$$U = \frac{\mu}{R} \left\{ 1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left( \frac{a_E}{R} \right)^n P_{n,m}(\sin \varphi) \right\} \cdot [C_{n,m} \cos(m\lambda) + S_{n,m} \sin(m\lambda)] \quad (4)$$

где  $U$  – силовая функция гравитационного поля Земли;

$\mu, a_E$  – гравитационный параметр и большая полуось экваториального эллипса Земли соответственно;

$R$  – текущее расстояние относительно притягивающего центра;

$n$  и  $m$  – порядковые номера гармоники;

$P_{n,m}$  – главные ( $m=0$ ) и присоединенные ( $m \neq 0$ ) сферические функции Лежандра;

$C_{n,m}$  и  $S_{n,m}$  – зональные ( $m=0$ ), секторальные ( $m=n$ ) и тессеральные ( $m \neq 0$  и  $m \neq n$ ) коэффициенты разложения гравитационного потенциала Земли в ряд для выбранной модели гравитационного поля;

$\lambda$  – геоцентрическая долгота точки.

Как правило, силовую функцию (4) раскладывают на радиальную  $g_r$ , меридиональную  $g_\varphi$  и нормальную  $g_\lambda$  составляющие, которые определяются известными из теории потенциала соотношениями. Затем  $g_r, g_\varphi$  и  $g_\lambda$  с помощью соответствующей матрицы перехода пересчитываются в вектор  $\{g_x, g_y, g_z\}$  правой ортогональной гринвичской геоцентрической системе координат.

Для оценки эффективности оптимизации кода вычисления полиномов Лежандра прежде всего оценивался порядок сложности алгоритма решения тестовой задачи для одной из 31580 текущих точек. Наиболее критичным по времени выполнения участком кода являются функции вычисления величин  $g_r, g_\varphi$  и  $g_\lambda$ . Подробный анализ свидетельствует, что в каждой отдельно взятой точке основные и присоединенные функции Лежандра вычисляются

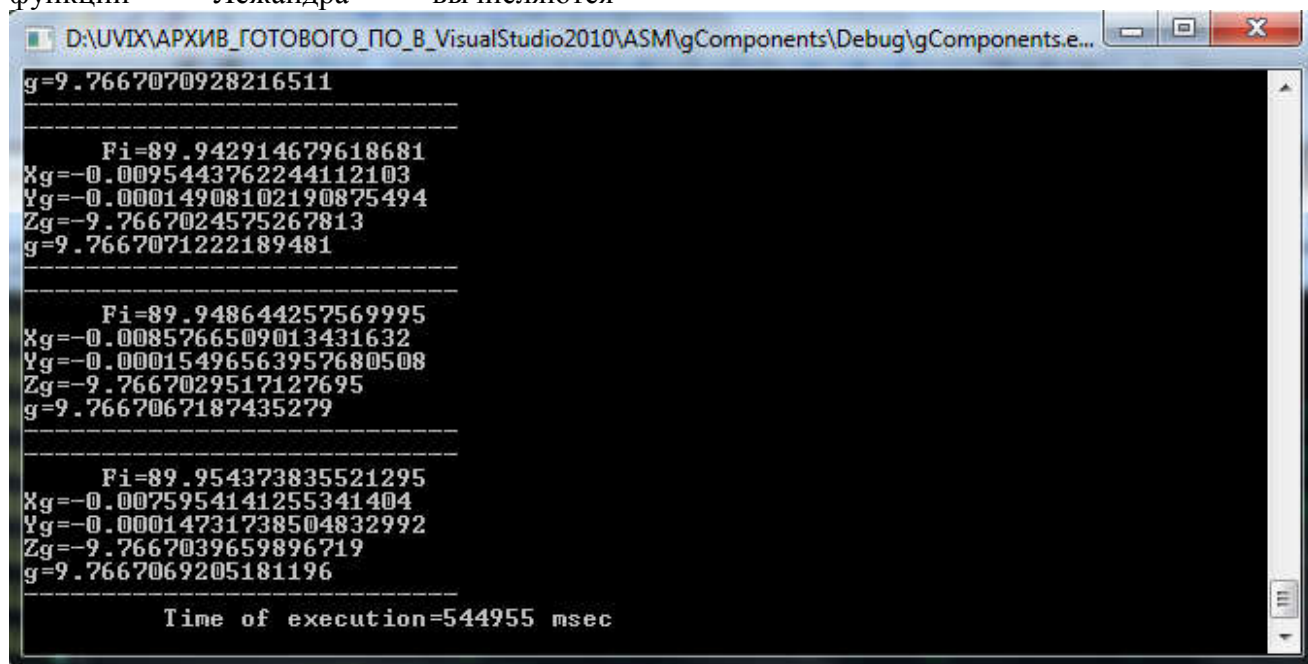
$\frac{3}{2} \cdot (n_{\max}^2 + 2n_{\max} - 3)$  раз, а для  $N$  точек соответственно в  $N$  раз больше, то есть порядок сложности алгоритма вычисления величин компонент  $g_r, g_\varphi$  и  $g_\lambda$  можно принять не меньшим чем

$$O\left(\frac{3N}{2} \cdot (n_{\max}^2 + 2n_{\max} - 3)\right), \quad (5)$$

где  $n_{\max}$  – максимальный порядок используемых в расчетах полиномов Лежандра.

В нашем случае при  $n_{\max} = 16$  и  $N = 31580$  из (5) получим, что общие и присоединенные полиномы Лежандра, а также их производные в общей сложности будут вычислены 13500450 раз для 31580 точек.

Результаты хронометража средствами операционной системы для тестовой задачи с указанными выше начальными данными приводятся на рис. 2.



```
D:\UVIX\APXIB_ГОТОВОГО_ПО_В_VisualStudio2010\ASM\gComponents\Debug\gComponents.e...
g=9.7667070928216511
-----
Fi=89.942914679618681
Xg=-0.0095443762244112103
Yg=-0.00014908102190875494
Zg=-9.7667024575267813
g=9.7667071222189481
-----
Fi=89.948644257569995
Xg=-0.0085766509013431632
Yg=-0.00015496563957680508
Zg=-9.7667029517127695
g=9.7667067187435279
-----
Fi=89.954373835521295
Xg=-0.0075954141255341404
Yg=-0.00014731738504832992
Zg=-9.7667039659896719
g=9.7667069205181196
-----
Time of execution=544955 msec
```

Рис. 2

Как видим, полное время решения задачи составляет 545 секунд, что равняется примерно 9 минутам. Однако если учесть, что в программе применяется интенсивный вывод на консоль для каждой из 31580 точек, а сама эта операция считается одной из самых медленных, то становится понятным, что полученные результаты хронометража являются явно завышенными.

При отключении в коде вывода на консоль результатов по каждой из 31580 точек получим результаты хронометража, приведенные на рис. 3. Как видим, из общего времени решения задачи в 545 секунд на собственно вычислительное время приходится лишь 157 секунд, что составляет чуть менее 30 %.

Таким образом, среднее время расчета компонент гравитационного ускорения в одной

точке равно  $\frac{157}{13500450} \approx 1,16 \cdot 10^{-5}$  с. В соотношениях для вычисления  $g_r, g_\phi$  и  $g_\lambda$  по нашим оценкам на вычисление собственно полиномов Лежандра приходится около 40 %

общего количества операций. Следовательно, машинное время на вычисление полиномов Лежандра в одной точке составит примерно

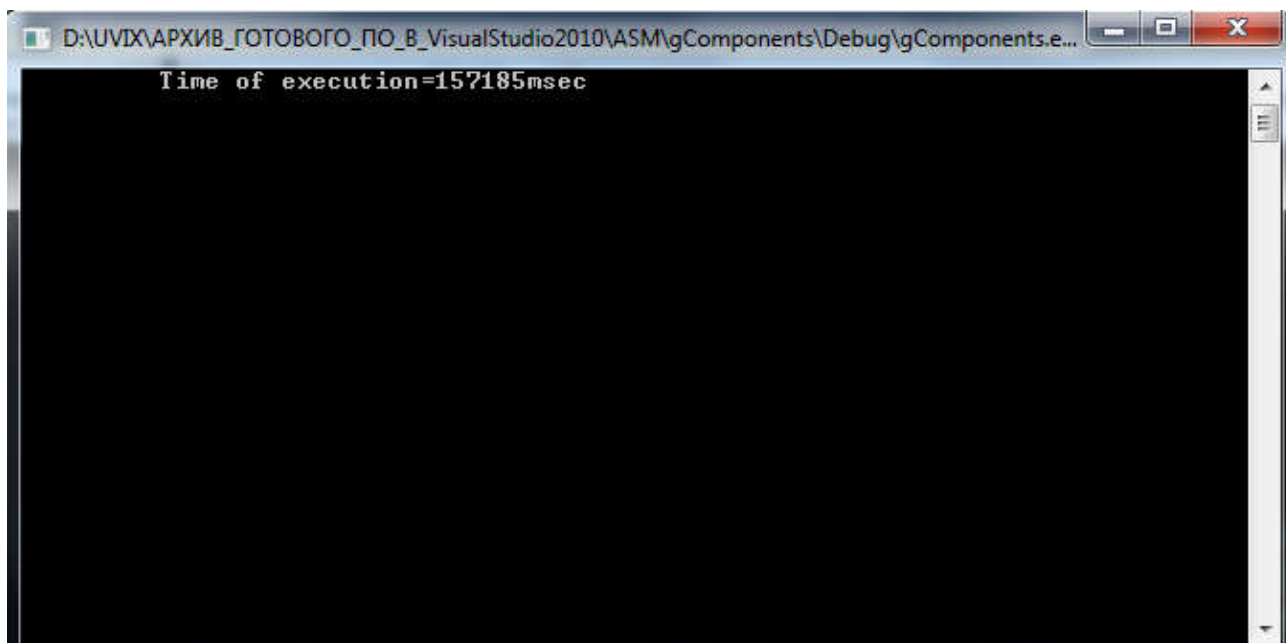


Рис. 3

$0,4 \cdot 1,16 \cdot 10^{-5} \approx 4,6 \cdot 10^{-6}$  с. Примерная оценка времени вычисления полиномов Лежандра и их производных в тестовой задаче в целом, то есть во всех расчетных точках, составит  $13500450 \cdot 4,6 \cdot 10^{-6} \approx 62,6$  с при общем расчетном времени 157 с.

Итак, примерно 63 с машинного времени из 157 с уходит на вычисление лежандровых полиномов и их производных. Причем функции для нахождения основных и присоединенных полиномов Лежандра, имеющие наиболее глубокое вложение в код, написаны как ассемблерные блоки.

Если же учесть полученные выше результаты (табл. 1), то несложно получить, что при замене ассемблерных блоков «чистым» C++ кодом на вычисление лежандровых полиномов и их производных вместо 63 с уйдет  $63 \cdot 2,68 = 168,84 \approx 169$  с.

Это приведет, в свою очередь, к увеличению общего машинного времени на ту

же величину в примерно 100 с, которое достигнет уже примерно 257 с.

Отсюда несложно сделать вывод, что применение ассемблерных вставок в коде вычисления лежандровых полиномов дает приращение производительности кода для задачи вычисления компонент вектора гравитационного ускорения не менее чем на 30 % (расчетное значение 37–38 %).

#### Выводы.

1. Поскольку полиномы Лежандра обладают высокой степенью вложенности в код основной задачи расчета вектора гравитационного ускорения, то целесообразно исходный код их вычисления подвергнуть оптимизации высокого и среднего уровня (в идеальном случае также и низкоуровневой).

2. В результате двухуровневой оптимизации кода вычисления полиномов Лежандра можно добиться роста производительности кода основной задачи примерно на 30 %.

## Приложения

### Листинг 1

**Исходный код для тестирования быстродействия функции вычисления полиномов Лежандра высоких порядков в среде C++ с ассемблерным модулем (двухуровневая оптимизация)**

```
// RecurrereASM.cpp: определяет точку входа для консольного приложения.
```

```

//
#include "stdafx.h"
#include <conio.h>
#include <stdio.h>
#include <time.h>
float z=0.3; float Pk_1=1;
int k=1; float Pk=z; float res=0;
int k2=0; int kplus1=0;float Prom=0;
// Код вычисления полиномов Лежандра
double RecurrereASM (unsigned narg)
{
    _asm{

        DEC narg      ; Декремент для контрольного условия в цикле
                    ; (k<=(n-1))
        MOV ECX,0     ; Начальное значение счетчика циклов
                    OnceMore:
        FINIT
        SHL k,1       ; Находим 2k в рекуррентной формуле
        MOV EAX,k     ; Транзит 2k через регистр
        MOV k2,EAX   ; Положили 2k в соответствующую переменную
        INC k2       ; Нашли 2k+1
        FLD z        ; Загружаем в стек Pk-1(z), предыдущее перед Pk
        FLD Pk       ; Загружаем в стек Pk(z)
        FMUL         ; Умножение z*Pk -> ST(0)
        FST res      ; Запись z*Pk в переменную res
        FILD k2      ; Загрузить 2k+1
        FMUL         ; Нашли (2k+1)*z*Pk(z)
        FST res      ; (2k+1)*z*Pk(z) -> res
        SHR k,1     ; Возврат от 2k к k
        FILD k       ; Подали целое k в ST(0)
        FLD Pk_1     ; Подали Pk_1 в ST(0), k переместилось в ST(1)
        FMUL         ; Находим k*Pk_1 -> ST(0)
        FST Prom     ; Направили k*Pk_1 из ST(0) в переменную Prom
        FLD res      ; Подали res в ST(0)
        FSUB Prom   ; res - Prom = [(2k+1)*z*Pk-k*Pk-1] -> ST(0)
        FST res     ; (res - Prom) -> res
        INC k       ; k++
        MOV EAX,k   ; Транзит нового значения k через регистр
        MOV kplus1,EAX ; в переменную kplus1}
        FLD res     ; [(2k+1)*z*Pk-k*Pk-1] -> ST(0)
        FILD kplus1 ; Новое k -> ST(0)
        FDIV        ; [(2k+1)*z*Pk-k*Pk-1]/(k+1) -> ST(0)
        FST res ; Pk(z) -> res
                    ; Окончательный результат
                    ; итерации!!!
        FLDZ        ; Очистка ST(0)
;=====
        FLD Pk
        FSTP Pk_1 ; Блок обмена местами Pk_1 и Pk
        FLD res
        FSTP Pk

```

```

;=====
    INC ECX    ; Инкремент счетчика итераций
    CMP ECX, narg
    JB OnceMore ;Условие продолжения цикла для беззнаковых
                ; целых (ECX НИЖЕ narg)
};

    printf("n=%d", narg+1);
    printf(" z=%f", z);
    printf(" res=%8f\n", res);
    return res;
}

int _tmain(int argc, _TCHAR* argv[])
{
// Сюда вписать код для тестирования функции double RecurrereASM (unsigned narg) в
//соответствии со своей методикой ( native C++)
Printf ("Time of execution=%10d\n",clock()); // Хронометраж средствами ОС в мсек
    _getch(); // Ожидание нажатия клавиши для закрытия окна
    return 0;
}

```

Листинг 2

**Исходный C++/MASM код для вычисления присоединенных функций Лежандра по заданным значениям аргумента, порядка и степени (двухуровневая оптимизация)**

```

// PrisLegendreASM.cpp: определяет точку входа для консольного приложения.
//
#include "stdafx.h"
#include "stdio.h"
#include "conio.h"
#include "math.h"
//Вычисление присоединенной функции Лежандра
double PrisLegAsm (long order,long power, double arg)
{
    long k(0); double Pnm(0); double Pmm(1);
    double Pk_1 = 0; double Pk_2 = 0;
    long kPlusm_1, Numb2k_1 = 0; long k_m; long checkLoop(0);
    double P1,P2,P1_P2 = 0;//NUMB2k_1 = 2*k-1
    long indx(1);
    if(arg =1)
    {
        Pnm = 0;
    }
    else if (order = 0)
    {
        Pnm = 0;
    }
    else if (order < power)
    {
        Pnm = 0;
    }
    else
    {
        k = power;
    }
}

```

```

// Находим Pmm
_asm
{
    ; Вычисляем цикл для Pmm
    MOV ECX,1 ; Выставили счетчик числа циклов для Pmm
NewAction:
    SHL indx,1 ; 2*i
    DEC indx ; 2*i-1
    FINIT
    FILD indx ; (2*i-1) -> ST(0)
    FLD Pmm ; Pmm -> ST(0), а (2*i-1) -> ST(1)
    FMUL ; Pmm*=(2*i-1)
    FSTP Pmm ; Обновление значения Pmm
    INC ECX ; Увеличили счетчик цикла на 1
    MOV indx, ECX ; Обновляем индекс
    CMP ECX, power
    JLE NewAction
}; // Конец цикла для Pmm (первое уравнение из (3))
//Окончательное значение Pmm
Pmm* = sqrt(pow((1-arg*arg),power)); //+
Pk_1 = Pmm;Pk_2 = 0;
_asm
{
;Установка счетчика цикла с учетом одной итерации по Pmm
    MOV EAX, order
    MOV EBX, power
    SUB EAX, EBX
    MOV ECX, EAX
Action2:
    FINIT
    INC k ; k++
    ; Вычисляем P2
    MOV EAX, k
    MOV EBX, power
    ADD EAX, EBX
    DEC EAX
    XCHG kPlusm_1, EAX
    FLD kPlusm_1 ; (k+m-1) -> ST(0)
    FLD Pk_2 ; Pk_2 -> ST(0), kPlusm_1 -> ST(1)
    FMUL ; (k+m-1)*Pk_2 -> ST(0)
    FSTP P2 ; (k+m-1)*Pk_2 -> ~P2
    ; Вычисляем P1
    MOV EAX, k
    SHL EAX,1 ; 2k
    DEC EAX ; (2k - 1)
    XCHG Numb2k_1, EAX
    FLD arg ; z -> ST(0)
    FLD Pk_1 ; Pk_1 -> ST(0)
    FMUL ; z*Pk_1 -> ST(0)
    FSTP P ; z*Pk_1 -> P1 (временное значение P1)
    FLD Numb2k_1 ; (2k-1) -> ST(0)
    FLD P1 ; P1 -> ST(0), (2k-1) -> ST(1)

```

```

    FMUL                ; (2k-1)*z*Pk_1 -> ST(0)
    FSTP P1             ; ST(0)=(2k-1)*z*Pk_1 -> ~P1
                        ; Конец вычисления P1
    FLD P1              ; P1 -> ST(0)
    FSUB P2            ; P1-P2 = (2k-1)*z*Pk_1 - (k+m
                        ; -1)*Pk_2 -> ST(0)
    FSTP P1_P2         ; P1-P2 -> ~
    FLD power          ; z -> ST(0)
    FLD k              ; k -> ST(0), z -> ST(1)
    FSUB power         ; (k-m) -> ST(0)
    FSTP k_m           ; (k-m) -> ~
    FLD P1_P2         ; (P1-P2) -> ST(0)
    FLD k_m            ; (k-m) -> ST(0), P1-P2->ST(1)
    FDIV              ; Нашли Pnm в цикле. Pnm -> ST(0)
    FSTP Pnm          ; Pnm -> ~
                        ; Конец одной итерации
    FLD Pk_1           ; Pk_1 -> ST(0)
    FSTP Pk_2         ; ST(0) = Pk_1 -> Pk_2
    FLD Pnm           ; Pnm -> ST(0)
    FSTP Pk_1         ; ST(0)=Pnm -> Pk_1
    DEC ECX
    CMP ECX, 0        ; Контроль управляющей ~
    JG Action2
}; // End_asm
if (order==power)
{
    Pnm = Pmm;
}
else
{
    ;
}
}
return Pnm;
}

```

#### Библиографические ссылки

1. Зубков С.В. *Assembler. Язык неограниченных возможностей*. Москва: ДМК Пресс, 1999. 614 с.
2. Дубошин Г.Н. *Небесная механика. Основные задачи и методы*. Москва : Наука, 1968. 799 с.
3. Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А. *Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы*. Томск : Изд-во Томского ун-та, 2007. 175 с.
4. Пирогов Владислав. *Ассемблер для Windows*. Санкт-Петербург : БХВ-Петербург, 2007. 895 с.
5. Хортрон Айвор. *Visual C++2010. Полный курс*. Москва – Санкт-Петербург –

Киев : Диалектика, 2011. 1206 с.

6. Джосаттис Николаи М. *Стандартная библиотека C++. Справочное руководство*. Москва – Санкт-Петербург – Киев : Диалектика, 2014. 1129 с.
7. Шилдт Герберт. *Справочник программиста по C/C++*. Москва – Санкт-Петербург – Киев : Вильямс, 2003. 344 с.
8. Усиченко В.И., Крюков А.В. *Анализ особенностей некоторых алгоритмов вычисления лежандровых полиномов высоких порядков. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. Т. XXIII*. Дніпро : Ліра, 2017.

Надійшла до редколегії 08.01.2018



## ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ВОЗВРАЩАЕМОЙ ЧАСТИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ САМОЛЕТНОЙ СХЕМЫ С ТУРБОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В.И. Усиченко

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М. К. Янгеля»,  
e-mail: uvix@i.ua*

Висвітлено результати розрахунку динамічних властивостей першого ступеня ракети-носія, який має компоновку крилатого літального апарату і є таким, що підлягає поверненню на землю з використанням тяги авіаційних турбореактивних двигунів (ТРД). Проведено аналіз можливості наближення кінематичних параметрів у точці дотику до значень, що є допустимими у військово-транспортній та/або цивільній авіації.

**Ключові слова:** керований спуск, турбореактивний двигун, кінематичні параметри, точка дотику, цивільна авіація.

The returned part of the first stage of plane type with a turbojet has some dynamic features. The main things from these features are reflected in this article. Possibility of reception of the landing characteristics close to the plane is estimated also.

**Keywords:** operated descent, turbojet, kinematic parameters, contact point, civil aviation.

Изложены результаты расчета динамических свойств возвращаемой части первой ступени самолетной схемы. Предполагается использование тяги турбореактивных авиационных двигателей (ТРД). Проведен анализ возможности достижения в точке касания значений кинематических параметров, близких к допустимым в военно-транспортной и/или гражданской авиации.

**Ключевые слова:** управляемый спуск, турбореактивный двигатель, кинематические параметры, точка касания, гражданская авиация.

**Введение.** Общеизвестно, что поиск путей снижения стоимости выведения на орбиту полезного груза в последние годы придал актуальности вопросам разработки многоразовых отделяемых частей первой ступени. Эта задача успешно решена компанией SpaceX на ракете-носителе (РН) Falcon-9. В основу применяемой на Falcon-9 концепции спасения первой ступени положена ракетно-динамическая схема спасения (далее – РДСС) с управляемым входом в атмосферу и вертикальной посадкой [1].

При РДСС происходит несколько включений маршевой двигательной установки (МДУ), что обуславливает соответствующее уменьшение рабочих запасов топлива (РЗТ). В то же время для отделяемой части первой ступени самолетной схемы (ОЧ I), большая часть участка спасения которой находится в достаточно плотных слоях атмосферы, за счет соответствующей ее компоновки и выбора программы угла атаки можно попытаться избежать включения МДУ на участке спуска, что делает более рациональным использование РЗТ. Для обеспечения безопасных условий

приземления на малых высотах возможно применение турбореактивного двигателя (ТРД).

Поэтому изучение общих динамических свойств такой ступени может представлять практический интерес. Ниже отражены основные динамические особенности ОЧ I с ТРД, изложена применявшаяся методика анализа и проведена оценка возможности получения близких к самолетным посадочных характеристик возвращаемой части такой ступени.

**Начальные данные и компоновка ОЧ I с ТРД.** Начальные условия на момент отделения ступени, ее начальный вес и вес топлива для ТРД, принятые при моделировании участка спасения, приведены в окне исходных данных на рис. 1 (текстовые окна в левой верхней части формы). Аэродинамические, центровочные и габаритные характеристики ступени скрыты в исходном коде. Отделение первой ступени происходит вместе с межступенным отсеком весом 500 кгс, сброс которого осуществляется через 2 с после отделения (рис. 2–3).

Компоновочной схемой исследуемой ступени предусмотрено использование на участке спасения ее ОЧ турбореактивного двигателя АИ-25 ТЛ со степенью повышения давления в компрессоре  $\pi^* = 9,5$  и общим запасом топлива 1500 кгс. Указанный двигатель с высокой степенью сжатия и высотностью  $\sim 11$  км относится к классу ТРД, обеспечивающих длительный полет с дозвуковыми скоростями. Два таких двигателя установлены на учебно-тренировочном самолете L-39, а три двигателя АИ-25 (АИ-25 ТЛ является его модификацией) обеспечивают полет пассажирского самолета Як-40 для линий малой и средней протяженности.

Из сказанного следует, что включение ТРД возможно лишь на заключительном этапе участка спасения. При расчетах учитывался характер зависимости относительной тяги от высоты и скорости полета для двигателей высокой степени сжатия.

**Методика анализа и основные результаты.** Рассматривались три способа возврата первой ступени:

а) полет с нулевым углом атаки до момента встречи с земной поверхностью без включения ТРД. Такая траектория спуска ступени практического интереса не представляет и рассматривалась как опорная. Относительно нее проводился анализ эффективности использования крыла и ТРД;

б) управляемый спуск ступени без включения ТРД (в режиме планирования);

в) управляемый спуск с включением ТРД на высотах менее 11 км.

При этом в случаях б) и в) спуск до момента включения ТРД осуществлялся с одной и той же программой угла атаки. Результаты для каждого из трех способов возврата приведены ниже (табл. 1).

Расчеты участка спасения ОЧ первой ступени основаны на используемых в динамике полета уравнениях движения летательного аппарата (ЛА) в вертикальной плоскости с учетом особенностей самолетной схемы. В частности, особенности полета ЛА самолетной схемы учитывались при выборе режима работы ТРД и сравнении

значений кинематических параметров ступени в точке касания с их характерными значениями для транспортной авиации. В качестве основных критериев, характеризующих участок возвращения ОЧ первой ступени, рассматривалась сферическая дальность увода ступени от точки отделения на момент касания и максимальные модули возникающих перегрузок.

Учитывались также возникающие в процессе спуска условия входа в плотные слои атмосферы. Поэтому для анализа общих динамических свойств ОЧ первой ступени проводились расчеты ее траектории полета при различных программах угла атаки.

С целью обеспечения максимальной дальности увода ступени в плоскости полета первоначально проводилась оптимизация программы угла атаки. Для этого при каждом фиксированном табличном значении числа Маха исследовалась на экстремум функция  $k(\alpha, M)$  зависимости аэродинамического качества от угла атаки и числа  $M$ . Из полученных результатов следует, что при входе в плотную атмосферу без включения двигателя и использовании лишь аэродинамических управляющих поверхностей такая оптимизация, как правило, не обеспечивает приемлемых условий спуска с точки зрения значений возникающих при этом перегрузок.

Поэтому для обеспечения допустимых значений перегрузок в критических точках волнообразной траектории спуска (рис. 2–3) от полета с углом атаки максимального аэродинамического качества приходилось отказываться.

**Качественная картина участка спуска с включением ТРД.** После отделения от РН при указанных на рис. 1 начальных условиях спустя 2 с происходит сброс межступенного отсека (высота 75292,4 м). На 88 секунде ступень достигает верхней точки траектории на высоте  $H=99126,5$  м (рис. 2), после чего переходит на участок снижения. В начале входа в плотные слои атмосферы на 241 с и высоте  $\sim 40,6$  км ОЧ начинает первый

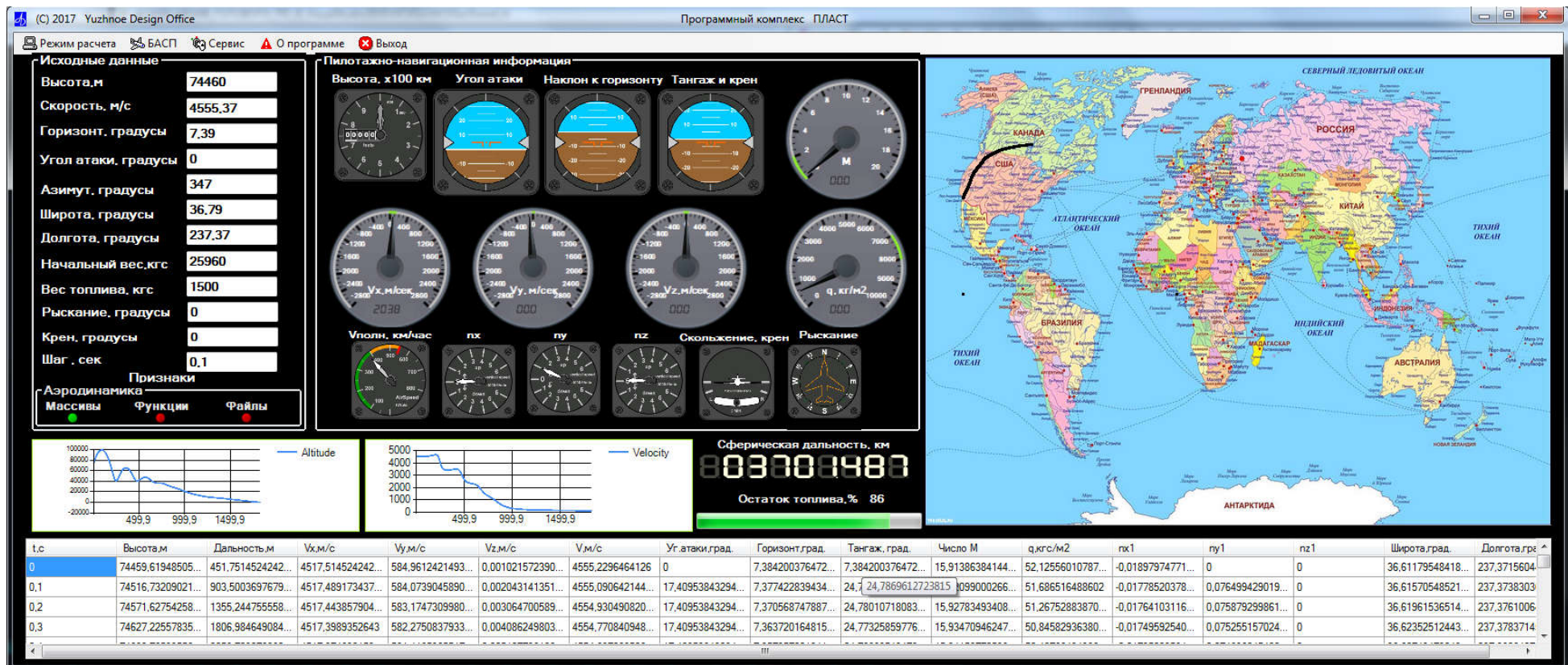


Рис. 1. Исходные данные, пилотажно-навигационная информация в точке касания и результаты расчета на главной форме проекта (Microsoft Visual C++ 2010)

Таблица 1

Наименование параметра	Неуправляемый спуск при $\alpha=0^\circ$	Управляемый спуск без ТРД	Управляемый спуск с ТРД
Длительность участка возврата, сек	287	1144	1179
Сферическая дальность увода, км	1295,6	3926,9	3949,6
Широта точки касания, градусы	46,4	57,76	56,8
Долгота точки касания, градусы	245,8	281,2	281,5
Угол наклона вектора скорости к горизонту в точке касания, градусы	-72,2	-10,3	-6,7
Среднее аэродинамическое качество	0	2,8	2,9
Максимальное значение нормальной перегрузки (скоростная СК), g	0	4,2	4,2
Минимальное значение продольной перегрузки(скоростная СК), g	-18,9	-2,5	-2,5
Максимальное значение аэродинамического качества	0	5,6	5,6
Максимальная высота полета , м	99126	99126	99126
Число Маха в точке касания	0,7	0,3	0,3
Скорость в точке касания, м/сек	253,6	105,1	105,6
Продольная скорость $V_x$ в точке касания, м/сек	76,1	103,5	104,9
Вертикальная скорость $V_y$ в точке касания, м/сек	-241,9	-19,0	-12,5

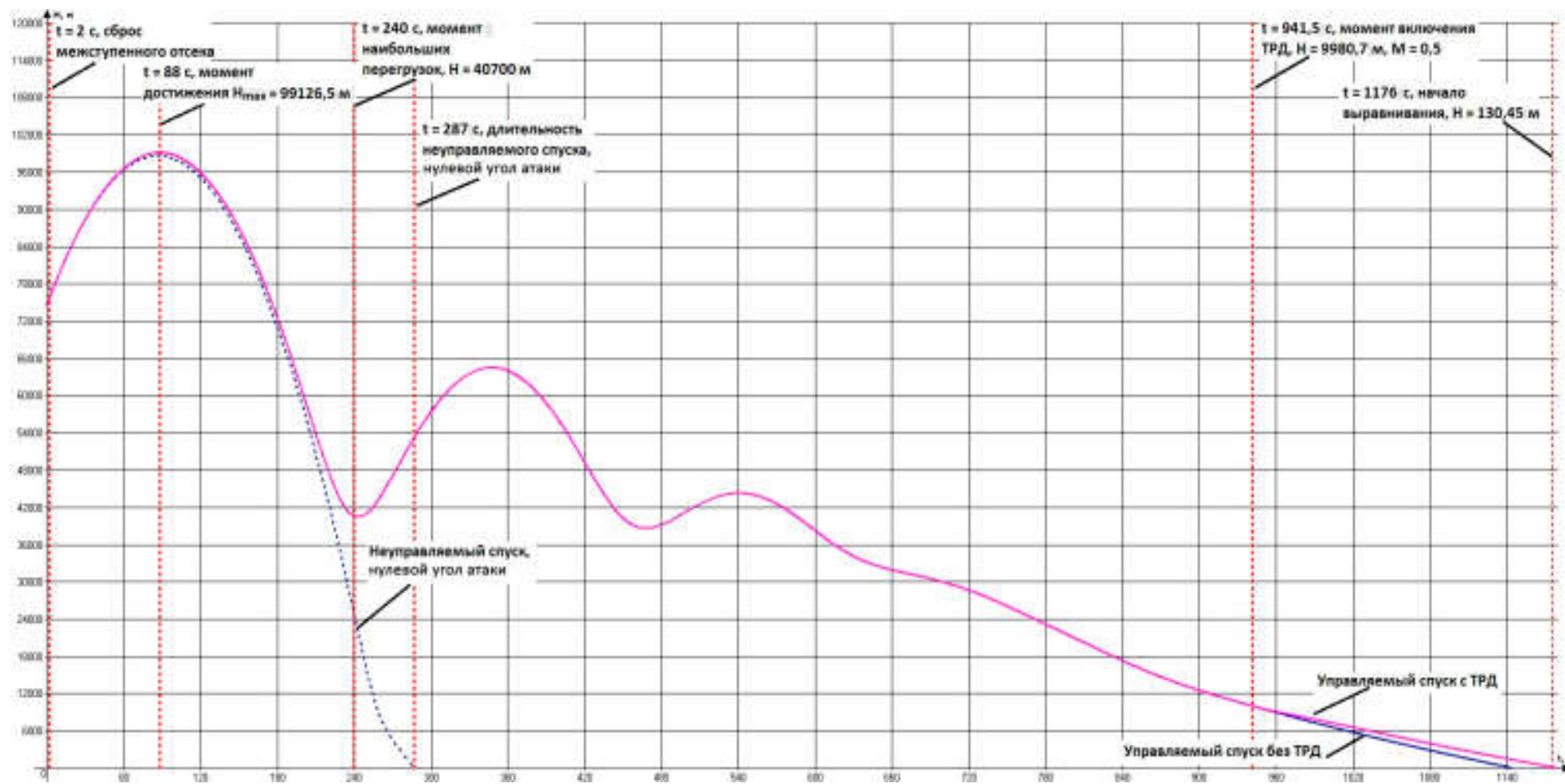


Рис. 2. Зависимость высоты ступени от времени при различных вариантах спуска

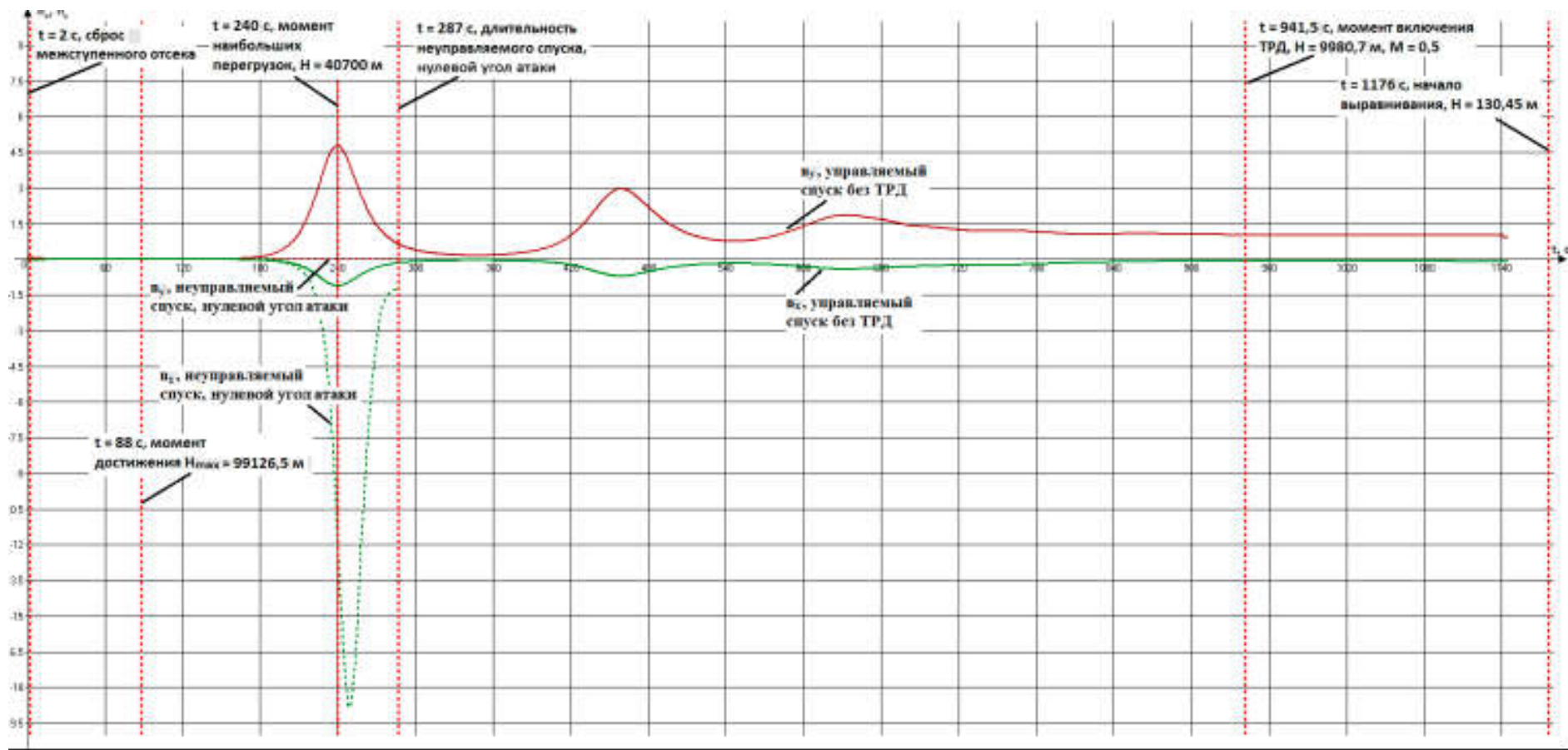


Рис. 3. Значения продольной и нормальной перегрузок на участке спуска (связанная система координат)

подъем (вторая «волна» на рис. 2).

С этого момента угол наклона траектории к местному горизонту становится положительным и сохраняет свой знак в течение примерно 140 с, за которые ступень проходит через вершину второй «волны».

При переходе на вторую «волну» продольная и нормальная перегрузки резко возрастают и достигают экстремальных за все время спуска значений. Характер изменения перегрузок при управляемом спуске показан на рис. 3. В дальнейшем, совершив несколько быстро затухающих колебаний по высоте (рис. 2), ступень переходит в режим планирования с изменяющимся в диапазоне  $\pm 10^\circ$  углом наклона траектории.

Запуск двигателя на малой высоте после 940 с снижения при соответствующей программе угла атаки обеспечивает дополнительное увеличение дальности увода ступени примерно на 23 км, которые ступень получает возможность пройти примерно за 35 секунд полета с включенным ТРД.

Учитывая высотные характеристики двигателя АИ-25ТЛ, расчет проводился для случая включения ТРД на высотах менее 10 км. Основная часть относительной скорости спасаемой ступени гасится в диапазоне высот от 55 до 30 км при прохождении наиболее критичных по перегрузкам волнообразных участков (рис. 2).

**Выводы.** На основании анализа полученных результатов можно сделать следующие выводы о возможности обеспечения условий безопасного приземления:

– при выбранной программе угла атаки на высотах менее 10000 м (высотность ТРД) угол наклона траектории к местному горизонту может достигать  $-8^\circ$ , что несколько выходит за диапазон наиболее часто встречающихся в транспортной авиации значений от  $-2^\circ$  до  $-6^\circ$ ;

– аэродинамическая компоновка спасаемой ступени при выбранной схеме полета позволяет получить значительную дальность увода с максимальной

нормальной перегрузкой порядка 5g и продольной  $-1,5g$  (рис. 3);

– выбранный режим полета обеспечивает посадочную скорость в точке касания порядка 106 м/с (около 380 км/ч), при дальности увода  $\sim 3700$  км. Для сравнения укажем, что *минимальные* скорости захода на посадку пассажирского самолета Ту-154 в зависимости от его веса лежат в диапазоне 292-332 км/ч.

Несмотря на вполне приемлемую, практически «самолетную», относительную скорость в точке касания, ее вертикальная составляющая при спуске без включения ТРД является несколько завышенной ( $\sim 19$  м/с). Использование ТРД АИ-25ТЛ позволяет ее уменьшить до примерно 12,5 м/с за счет выхода на угол атаки максимального качества непосредственно перед касанием. Тем не менее такую посадку следует все же считать несколько грубоватой, если учесть, что в подразделениях военно-транспортной авиации при десантировании грузов предельная вертикальная скорость у земли ограничивается 12 м/с.

Улучшить условия посадки можно как за счет изменения программы угла атаки, так и за счет использования более мощного двигателя. В целом же использование ТРД АИ-25 ТЛ в рассматриваемом случае можно считать малоэффективным из-за слишком большой удельной нагрузки на его тягу (более 14 кгс на 1 кгс тяги).

#### **Библиографические ссылки**

1. Кузнецов Ю. Л., Украинцев Д. С. Анализ влияния схемы полёта ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса. *Вестн. Самарского гос. аэрокосмического ун-та имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета)*. 2016. Т. 15. № 1. С. 73–80. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-73-80.

2. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. Москва : Наука, 1970. 230 с.

*Надійшла до редколегії 08.05.2018 р.*

## КОМБІНОВАНЕ КЕРУВАННЯ КОСМІЧНИМ СТУПЕНЕМ РАКЕТИ-НОСІЯ

Ю. Д. Шептун

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро, 49010, Україна, e-mail: udsheptun@rambler.ru*

Процеси відпрацювання збурень параметрів руху ступенів РН їх керуючими органами характеризуються особливостями, що нині не враховуються в алгоритмах обнулення збурень системами керування ракет. Викладено пропозиції щодо мінімізації витрат палива на обнулення збурень параметрів руху ступенів РН.

**Ключові слова:** ступені ракет, збурений рух, витрати палива, збурюючі сили і моменти, збурюючі фактори.

The processes of working out the perturbations of the movement parameters of the LV stages are characterized by features that are not currently taken into account in the algorithms for zeroing perturbations by missile control systems. The article contains proposals on minimization of fuel consumption for zeroing the perturbations of rocket motion parameters.

**Keywords:** rocket stages, confused motion, fuel consumption, disturbing forces, moments and factors.

Процессы отработки возмущений параметров движения ступеней РН характеризуются особенностями, которые в настоящее время не учитываются в алгоритмах обнуления возмущений системами управления ракет. Изложены предложения по минимизации расхода топлива на обнуление возмущений параметров движения ракет.

**Ключевые слова:** ступени ракет, возмущенное движение, расход топлива, возмущающие силы и моменты, факторы.

**Вступ.** У підручнику [9] за редакцією відомого конструктора і науковця академіка С. М. Конюхова викладено методи і засоби розв'язання задач динаміки міжконтинентальних балістичних ракет (МБР), ракет-носіїв космічних апаратів (РН КА) та їх космічних ступенів; розміщено характеристики і вихідні дані, необхідні для розробки системи керування гіпотетичної РН КА легкого класу двадцять першого століття – ГРН-21.

ГРН-21 – триступінчаста ракета з послідовним розташуванням ступенів і автономною інерціальною системою керування. На всіх ступенях ракети використовуються рідинні реактивні двигуни. Двигуни першого і другого ступенів однократного запуску, маршовий двигун (МД) третього ступеня може запускатися в умовах невагомості до п'яти разів. Запуск і вимикання двигунів реалізуються за командами СУ.

Програмні рухи космічних ступенів гіпотетичних РН двадцять першого століття можуть бути суттєво складнішими програмних рухів у відомих (існуючих) ракет.

Збурений рух ступенів РН КА поза атмосферою проходить під впливом збурюючих сил і моментів, обумовлених

низкою збурюючих причин (факторів): масовою асиметрією ступенів відносно їх поздовжніх вісей; похибками виготовлення і монтажу ступенів і їх двигунів; вмиканням, вимиканням двигунів, розділенням ступенів, відділенням обтічників, блоків корисного навантаження, просторових маневрів ступенів та ін.

Збурення параметрів руху РН відпрацьовуються (обнулюються) керуючими силами і моментами, що формуються виконуючими пристроями систем керування ступенів РН за командами цих систем.

Множину можливих збурюючих причин (факторів) поділимо на два види за властивістю існування (фактор першого виду) і неіснування (фактор другого виду) протягом процесу відпрацювання (обнулення) збурень параметрів руху ракети, “створених” відповідним фактором.

Прикладом збурюючого фактора першого виду може бути [8], [10] переки вектора тяги МД ракети відносно його (вектора) номінального положення; переки існує протягом процесу відпрацювання збурень параметрів руху ракети, “створених” цим перекосом як збурюючим фактором.



Приклад збурюючого фактора другого виду – помилка  $\Delta X_i(t_{\text{â}})$  стабілізації РН в автоколивальному режимі кутової стабілізації ступеня ракети на ділянці польоту з непрацюючим МД, відповідна моменту  $t_{\text{â}}$  чергового включення МД. Процес відпрацювання збурення  $\Delta X_i(t_{\text{â}})$  починається в момент  $t_{\text{â}}$  включення МД і визначається миттєвим значенням  $\Delta X_i(t_{\text{â}})$ , яке після моменту  $t_{\text{â}}$  на процес відпрацювання  $\Delta X_i(t_{\text{â}})$  не впливає.

Процеси відпрацювання збурень параметрів руху ракет, “породжені” збурюючими факторами першого і другого видів, далі будемо іменувати процесами відповідно першого і другого видів.

Відмінності в перехідних процесах першого і другого видів відпрацювання збурень параметрів руху ступенів РН і лінійність РН як систем автоматичного регулювання (для таких систем виконується принцип суперпозиції) обумовлюють можливість оптимізації алгоритмів формування керуючих сигналів системам управління ракетами, зокрема, мінімізації кількості енергії (кількості палива), витрачаємої на відпрацювання збурень параметрів руху ракет.

Задача вирішується шляхом формування системами управління космічних ступенів ракет керуючих сигналів, орієнтованих на обнулення збурень параметрів руху ступенів РН першого і другого видів за різними алгоритмами (принципами) керування.

Збурюючі фактори (причини) першого виду існують і збурюють рух ракети постійно, тобто безперервно за часом формують різниці між фактичними і необхідними (номінальними) значеннями параметрів руху ракети – помилки регулювання – протягом всього часу протікання процесів відпрацювання, обнулення зазначених різниць, які, як правило, мають випадковий характер. В умовах постійного існування таких збурюючих впливів стабілізацію необхідних значень параметрів руху ступенів РН традиційно проводять шляхом формування керуючих сигналів, спрямованих на ліквідацію помилок

регулювання, у вигляді функцій зазначених помилок: реалізується принцип “регулювання за помилками”.

Збурюючі фактори (причини) другого виду протягом процесів відпрацювання збурень, “породжених” цими факторами, уже не існують. Існують лише наслідки дії названих причин і саме ці наслідки обнулюються протягом процесів відпрацювання. Тому керуючі сигнали, спрямовані на обнулення результатів дії факторів другого типу, доцільно і можна сформувані на момент зникнення збурюючої причин за значеннями збурень, “створених” причиною, на момент зникнення причини. Сигнал доцільно і можна сформувані як програмований відповідно до бажаної цільової функції: оптимальним за витратами енергії, за швидкодією, за продуктивністю тощо.

Таким чином, обнулення другого виду збурень параметрів руху можна реалізувати як процес управління програмованим сигналом без визначення помилки регулювання (без використання пристрою «негативний зворотний зв’язок»).

Відповідні задачі оптимального керування розв’язуються при наявності певних вихідних даних: потребуємий час перехідного процесу, найбільше припустиме значення керуючого впливу, допустимі межі зміни фазових координат розглядуваної динамічної системи та ін. Необхідні значення слід призначати з фізичного змісту розв’язуваної задачі.

Таким чином, запропонований спосіб оптимізації управління збуреним рухом космічних ступенів РН – це спосіб комбінованого управління з реалізацією принципів управління «за функцією помилки» і «програмованого керування».

З метою розгляду особливостей комбінованого керування виконаємо математичне моделювання процесів і оцінку витрат енергії на відпрацювання збурень параметрів руху першого і другого видів на прикладі III-го ступеня гіпотетичної ракети-носія ГРН-21 з такими характеристиками [3].

Маршовий двигун (МД) РН може запускатись в умовах невагомості до п’яти разів. Запуск і вимикання двигуна

здійснюється за командами системи управління (СУ) ступеня.

Ступінь оснащується релейною реактивною системою (PPC), що забезпечує:

- керування ступенем на пасивних ділянках польоту з вимкнутим МД;
- підтискування компонентів палива перед черговим запуском маршового двигуна;
- переведення відпрацьованого ступеня на орбіту пасивації;
- керування креном на активних (з працюючим МД) ділянках польоту III-го ступеня.

Створення керуючих зусиль на ділянках активного польоту III-го ступеня по каналах тангажа й рискання забезпечується відхиленням маршового двигуна, а по каналу крену та на пасивних ділянках польоту III-го ступеня – рідинними реактивними двигунами малої тяги (РРД МТ) системи PPC).

Поділ II і III-го ступенів здійснюється гальмуванням відділюваної частини II-го ступеня з використанням спеціальних ракетних двигунів твердого палива (РДТП). КА розміщуються в зоні корисного вантажу під обтічником. Відділення КА здійснюється з використанням пружинних штовхачів. Після відділення КА, за допомогою МД або РРДМТ за необхідності здійснюється переведення ступеня на орбіту спуску.

Номинальна тяга МД в пустоті – 7916 кгс, питома тяга – 330 с, час роботи – 470 с.

PPC забезпечує стабілізацію III-го ступеня РН при польоті з вимкнутим МД в автоколивальних режимах; амплітуда таких коливань на ракетах ДКБ «Південне»:  $1^\circ - 10^\circ$  (прицеційний та економічний режими відповідно) [3].

В разі виконання описаної програми роботи СУ РН у кожному з каналів керування (тангаж, рискання, крен) реалізуються по 18 моментів часу виникнення збурень другого виду параметрів руху III-го ступеня РН, обумовлених:

- 10-ма вимиканнями, вмиканнями МД;
- 7-ма відділеннями: обтічника (один), відділенням КА (один), підтискуванням

компонентів палива перед черговим запуском МД (п'ять моментів);

- 1 поділом II-го і III-го ступенів.

Так як збурення параметрів руху утворюються в каналах тангажа, рискання, крену, то в критичні моменти часу виникає 54 пари збурень (кутових координат, кутових швидкостей); усього 108 найменувань. Збурення параметрів руху ступеня РН – випадкові величини. В проектних розрахунках звичайно покладають [6], що збурення другого виду досягають за модулями до 3 кутових градусів, до 3 кутових градус./сек відповідно. При виконанні оцінки кількості енергії, необхідної для відпрацювання збурень, покладалося: збурення досягають за кутовою координатою -1град, кутовою швидкістю -1град/с. Оцінка проводилась за результатами моделювання руху ступеня РН з використанням пакета Mathcad.

**Відпрацювання збурень параметрів руху ступеня РН при керуванні за алгоритмом, що є лінійною функцією помилки регулювання.** Математичну модель збуреного кутового руху космічного ступеня РН у площині рискання при визначенні витрат палива на обнулення збурень параметрів руху ступеня запишем так:

$$\begin{aligned} \ddot{\psi} &= a_{\psi\delta} \cdot \delta + m_z, \\ T \cdot \dot{\delta} + \delta &= a_0 \cdot \psi + a_1 \cdot \dot{\psi} + m_z. \end{aligned} \quad (1)$$

Функції  $a_{\psi\delta}(t)$ ,  $m_z(t)$  змінюються за часом. Використаємо значення, відповідні середині часу роботи МД [3]:  $a_{\psi\delta} = -0.320 \text{ сек}^{-2}$ ,  $m_z = 0.015 \text{ радсек}^{-2}$ .

Покладемо також [9]:  $a_0 = 4$ ,  $a_1 = a_0 \cdot T_2$ ,  $T_1 = 0.1 \text{ с}$ ,  $T_2 = 0.5 \text{ с}$ . Процеси відпрацювання збурень визначимо шляхом математичного моделювання руху ступеня РН з використанням пакета Mathcad, для варіантів руху відповідних можливим сполученням збурюючих факторів першого і другого видів. Результати моделювання руху РН за варіантами 1–4 показано на рис.1–4 відповідно.

**Варіанти руху**

1

$$\psi(t_{3\delta}) = \dot{\psi}(t_{3\delta}) = 0, \quad m_z \neq 0$$

2

$$\psi(t_{3\delta}) = 0.05 \text{ рад}, \quad \dot{\psi}(t_{3\delta}) = 0, \quad m_z = 0.$$

3

$$\psi(t_{3\delta}) = 0.05 \text{ рад}, \quad \dot{\psi}(t_{3\delta}) = 0.05 \text{ рад/с}, \quad m_z = 0.$$

4

$$\psi(t_{3\delta}) = 0.05 \text{ рад}, \quad \dot{\psi}(t_{3\delta}) = 0.05 \text{ рад/с}, \quad m_z = 0.$$

**Варіанти сполучень збурюючих факторів**

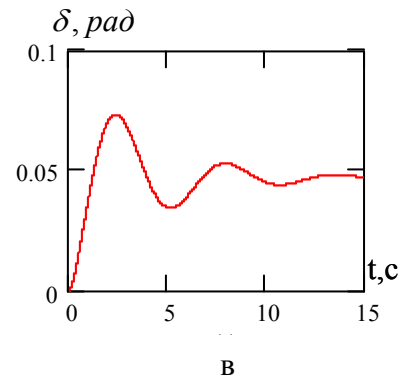
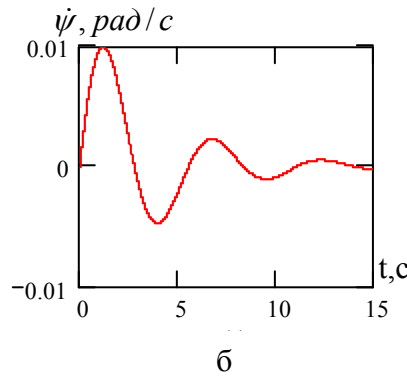
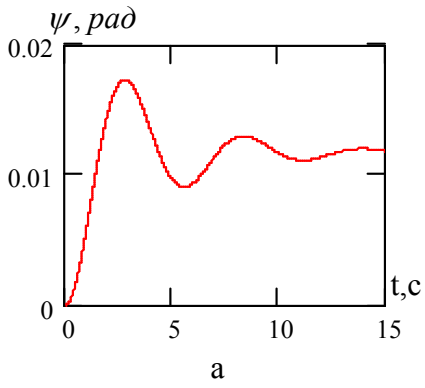


Рис. 1. Відпрацювання збурень, якщо  $\psi(t_{3\delta}) = \dot{\psi}(t_{3\delta}) = 0, \quad m_z \neq 0$

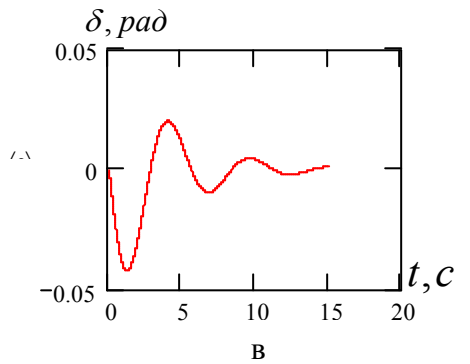
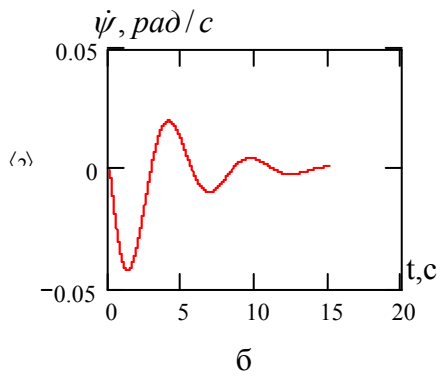
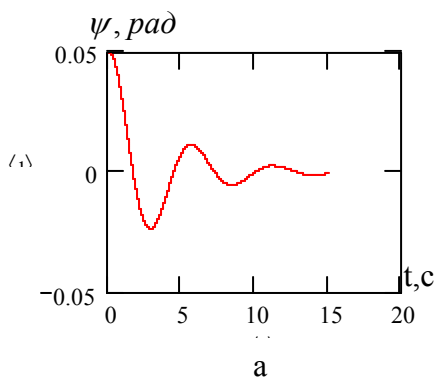


Рис. 2. Відпрацювання збурень, якщо  $\psi(t_{3\delta}) = 0.05 \text{ рад}, \quad \dot{\psi}(t_{3\delta}) = 0, \quad m_z = 0.$

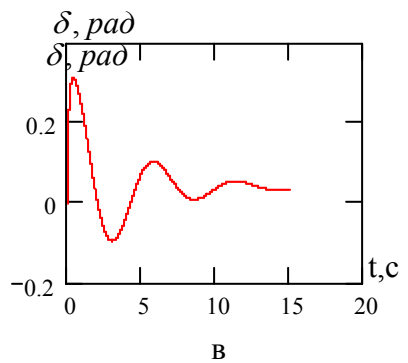
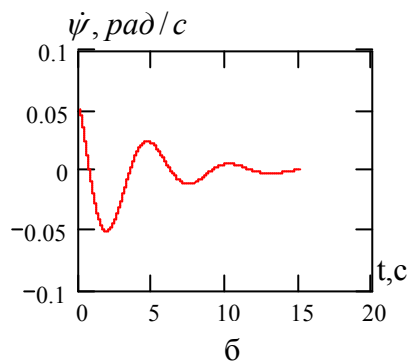
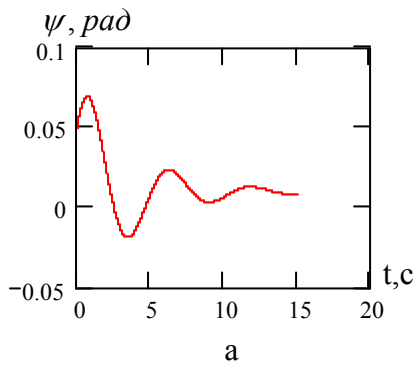


Рис. 3. Відпрацювання збурень  $\psi, \dot{\psi}, \delta$ , якщо  $\psi(0) \neq 0, \dot{\psi}(0) \neq 0, m_z = 0$

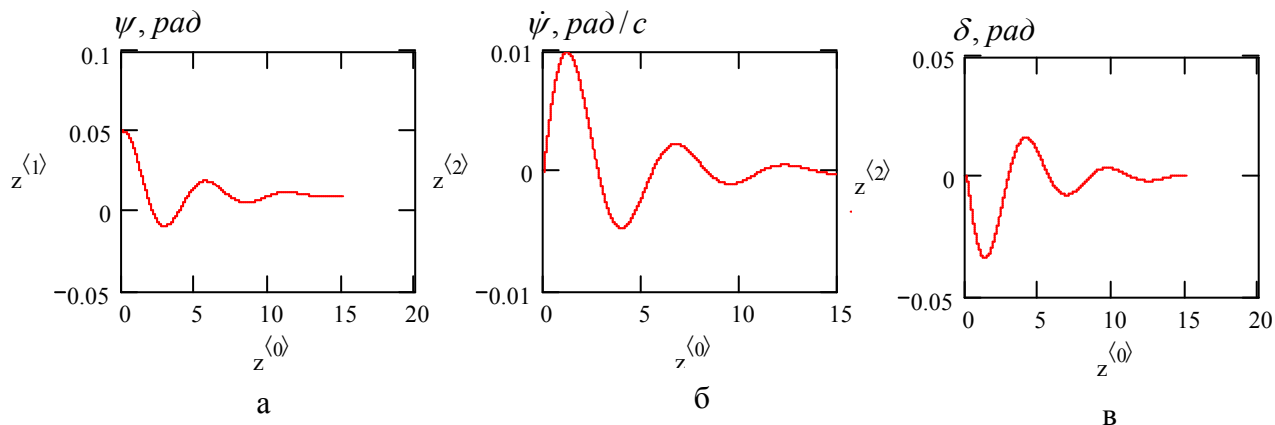


Рис. 4. Відпрацювання збурень, якщо  $\psi(t_{3\sigma}) = 0.05 \text{ рад}$ ,  $\dot{\psi}(t_{3\sigma}) = 0.05 \text{ рад/с}$ ,  $m_z = 0$

**Визначення програмного керування, спрямованого на відпрацювання збурень параметрів руху.** Можливість програмуемого (без використання сигналів зворотного зв'язку) відпрацювання збурень параметрів руху динамічної системи обумовлюється, як це зазначалося раніше, перебігом процесів обнулення збурень параметрів руху другого типу в умовах відсутності збурюючих факторів, що «породили» ці збурення

Програмні сигнали керування, спрямовані на програмуєме відпрацювання збурень параметрів руху другого типу, сформуємо як сигнали оптимального управління у відповідності з певною цільовою функцією, що відображає умову оптимізації в тому чи іншому розумінні заданого фізичного параметра розглядуваної динамічної системи.

**Постановка задачі.** Визначити функцію керування  $U(t)$  і закон зміни за часом швидкості кутового руху  $\dot{\psi}(t)$  ступеня ракети, що задовольняють рівнянню руху ступеня

$$\ddot{\psi} = U(t), \quad (2)$$

мінімізують функціонал

$$I = \int_0^{t_k} U^2(t) dt \quad (3)$$

за умов:  $\dot{\psi}(t_k) = 0$ , інтеграл  $\int_0^{t_k} \dot{\psi}(t) dt$  протягом часу  $t \in [0, t_k]$  досягає відомого значення  $\psi_{3\sigma}$ , тобто

$$\psi_{3\sigma} = \int_0^{t_k} \dot{\psi}(t) dt \quad (4)$$

Виписана задача оптимального управління зводиться до ізопериметричної варіаційної задачі на умовний екстремум.

Умова мінімізації функціоналу (3) означає мінімізацію витрат енергії (палива) на відпрацювання збурень  $\psi_{3\sigma}$  кутової координати  $\psi$ , що характеризує кутове положення ступеня.

Шукану функцію  $U(t)$  можна знайти з використанням методів варіаційного обчислення Ейлера, у відповідності з чим випишемо таке [4].

Введемо у розгляд нові змінні  $\psi_0 = \psi$ ,  $\psi_1 = \dot{\psi}_0$ . Тепер рівняння (2) можна записати як систему рівнянь

$$\begin{cases} \dot{\psi}_0 = \psi_1, \\ \dot{\psi}_1 = U(t). \end{cases} \quad (5)$$

Сформуємо допоміжну функцію  $L = U^2 + \lambda \cdot \psi_1$ , тут  $\lambda$  – невідомий множник Лагранжа; в ізопериметричних задачах  $\lambda = \text{const}$ . Врахуємо, що  $\dot{\psi}_2 = U$ ; отримаємо  $L = \dot{\psi}_1^2 + \lambda \cdot \psi_1$ , запишемо диференціальне рівняння Ейлера

$$\ddot{\psi}_1 = \frac{\lambda}{2}. \quad (6)$$

Інтегрування рівняння (6) дає таке:

$$\dot{\psi}_1 = \frac{\lambda}{2} \cdot t + C_1,$$

$$\psi_1 = \frac{\lambda}{4} \cdot t^2 + C_1 \cdot t + C_2.$$

Постійні інтегрування  $C_1, C_2$  визначаються через значення змінних  $\psi_1(t), \dot{\psi}_1(t)$  у певні моменти часу. Покладемо, що відомі такі значення збурень параметрів руху другого виду ступеня РН:  $\psi_1(0) = 3 \text{grad} / c = 0.051 \text{rad} / c$ ,  $\psi_1(t_{36}) = 0$ ,  $t_{36} = 2 \text{с}$ .

$$C_1 = -\left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255\right), \quad \psi_1 = \\ = \frac{\lambda}{4} \cdot t^2 - \left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255\right) \cdot t + 0.051.$$

Тоді  $C_2 = 3 \text{grad} / c = 0.051 \text{rad} / \text{с}$ ,

Множник Лагранжа  $\lambda$  визначимо за умови виконання співвідношення (4):

$$\psi_{36} = \int_0^{t_k} \dot{\psi}_0(t) dt = \int_0^2 \psi_1(t) dt = \\ = \int_0^2 \left( \frac{\lambda}{4} t^2 dt - \int_0^2 \left( \frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) t dt + 0.051 \right) dt = \\ = \frac{\lambda}{4} \cdot \int_0^2 t^2 dt - \left( \frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) \int_0^2 t dt + 0.051 \int_0^2 dt = \\ = \frac{\lambda}{4} \cdot \frac{t^3}{3} \Big|_0^2 - \left( \frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) \frac{t^2}{2} \Big|_0^2 + 0.051 \cdot t \Big|_0^2 = \\ = \frac{2}{3} \cdot \lambda - \left( \frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) \cdot 2 + 0.102. \quad \lambda = 0.306.$$

Тепер визначимо постійну інтегрування

$$C_1 = -\left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255\right) = -\left(\frac{0.306}{2} + 0.0255\right) = -0.1784$$

$$\text{і функції } \psi_1 = \frac{\lambda}{4} \cdot t^2 - \left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255\right) \cdot t + 0.051 = \\ = 0.0765 \cdot t^2 - 0.1785 \cdot t + 0.05, \\ U(t) = \dot{\psi}_1 = -0.153 \cdot t - 0.1755. \quad (7)$$

Графіки функцій  $\psi_1(t), U(t)$ , відповідні таким збуренням параметрів руху космічного ступеня РН:  $x_0(t=0) = \psi(t=0) = 1^0 = 0.017 \text{rad}$ ,  $x_1(t=0) = \dot{\psi}(t=0) = 0.017 \text{rad} / \text{сек}$ , представлено на рис. 5.

**Програмне відпрацювання збурень параметрів руху другого виду.** Як приклад, визначимо процеси відпрацювання збурень другого виду параметрів кутового руху ступеня РН керуючим впливом (7). Математичну модель руху ступеня запишемо у вигляді

$$\begin{cases} \dot{\psi}_0 = \psi_1, \\ \dot{\psi}_1 = U(t). \end{cases}$$

$$U(t) = -0.153 \cdot t - 0.1755. \quad \begin{cases} \psi_0(t=0) = 0.05 \text{rad}, \\ \psi_1(t=0) = 0.05 \text{rad} / \text{с}. \end{cases}$$

Моделювання процесів програмного обнулення збурень виконувалось з використанням можливостей пакета програм Mathcad. Результати моделювання – графіки зміни за часом функцій  $\psi_0(t), \psi_1(t)$ , відповідних керуванню (7), показано на рис. 6.

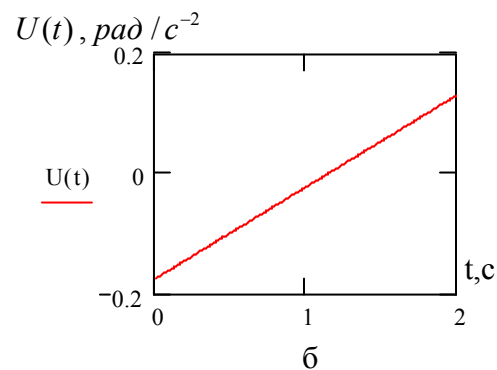
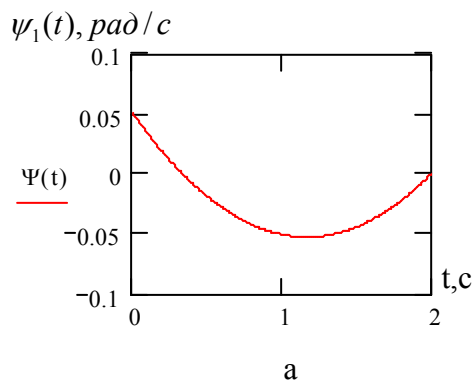


Рис.5. Графіки функцій збурення  $\psi_1(t)$  та програмного керування  $U(t)$ , спрямованого на відпрацювання збурення

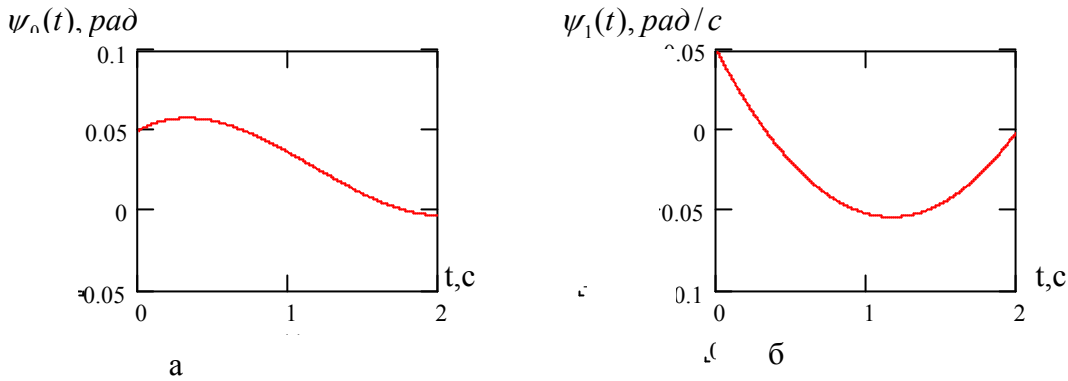


Рис. 6. Графіки відпрацювання збурень  $\psi_0(t), \psi_1(t)$  програмним керуванням  $U(t)$

**Оцінка доцільності застосування комбінованого керування.** Оцінку кількості енергії, витрачаємої на відпрацювання збурень  $\psi, \dot{\psi}$  параметрів кутового руху ступеня ракети в площині рискання при реалізації алгоритму керування, що є лінійною функцією помилки регулювання, визначимо за формулою

$$Q_{ном} = |a_{\psi\delta}| \int_{t_n}^{t_k} |\delta(t)| dt : \text{ при оптимальному}$$

обнулення збурень – за значенням

$$\text{інтегралу } Q_{омн} = \int_{t_n}^{t_k} |U(t)| dt. \text{ За змістом ці}$$

величини пропорційні імпульсам керуючих прискорень, необхідних для відпрацювання збурень. Значення величин  $Q_{ном}, Q_{омн}$ , визначені за графіками функцій  $\delta(t), U(t)$ , що представлені на рис. 3в, 5б відповідно, є такими  $Q_{ном}=4.496, Q_{омн}=0.157$ .

Побудуємо кореневий годограф і виконаємо аналіз можливих рухів динамічної системи (1). Для цього випишемо характеристичне рівняння, відповідне диференціальним рівнянням (1)

$$A_0 \cdot p^3 + A_1 \cdot p^2 + A_2 \cdot p + A_3 = 0.$$

Тут  $A_0 = T, A_1 = 1, A_2 = -a_1 \cdot a_{\psi\delta}, A_3 = -a_0 \cdot a_{\psi\delta}$ .

Покладемо:  $a_1 = \tau \cdot a_0, \tau = 0.5 \text{ с}$  – постійна часу і запишемо характеристичне рівняння так:  $A_0 \cdot p^3 + A_1 \cdot p^2 - a_0 \cdot (T_2 \cdot p + 1) \cdot a_{\psi\delta} = 0$ .

Кореневий годограф побудуємо за параметром  $a_0$  (статичний коефіцієнт передачі СУ). Тоді маємо рівняння початкових, кінцевих точок годографа у вигляді  $A_0 \cdot p^3 + A_1 \cdot p^2 = 0, T_2 \cdot p + 1 = 0$ . Годограф має три початкові точки  $p_1 = p_2 = 0, p_3 = 1/T_1$ ; одну кінцеву  $p_k = -1/T_2$ ; центр асимптот  $a^* = -4$ , асимптоти розходяться під кутами  $\varphi = \pi/2$ .

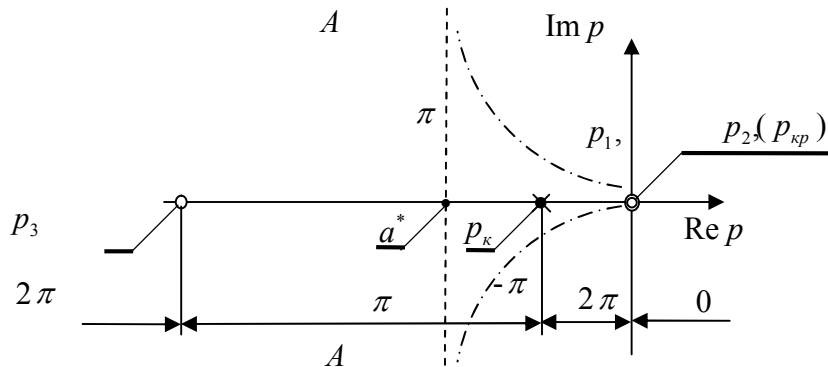


Рис. 7. Кореневий годограф, відповідний системі рівнянь (1)

Кореневий годограф, відповідний характеристичному рівнянню системи (1), представлено на рис. 7. Показано основні точки годографа, асимптоти  $Aa^*A$  (пунктирні лінії); дійсну вісь розбито на парні  $(0, 2\pi)$  і непарні  $(\pi)$  траєкторії коренів; показано непарні траєкторії  $\pm\pi$ : криволінійні штрих-пунктирні лінії, які плинуть до пунктирних асимптот.

З портрета руху коренів випливає, що при зміні  $a_0$  від нуля до плюс нескінченності корені  $p_1, p_2$  виходять з початкової кратної точки  $p_k$  і рухаються за непарними траєкторіями  $\pm\pi$  у нескінченність. При будь-яких позитивних ненульових значеннях коефіцієнта  $a_0$  корені  $p_1, p_2$  комплексно спряжені. При зазначеній зміні  $a_0$  з початкової точки  $p_3$  виходить корінь і за непарною траєкторією  $\pi$  рухається в кінцеву точку  $p_k$ .

Переміщення коренів за парними траєкторіями не розглядаємо, тому що парні траєкторії відповідають негативним значенням коефіцієнта  $a_0$ , який завжди позитивний.

Таким чином, при будь-якому виборі значень основних параметрів  $T_1, \tau, a_0$  системи керування не можна забезпечити відпрацювання збурень параметрів руху

динамічної системи в аперіодичному режимі, не в коливальному.

**Висновок.** Використання сигналу комбінованого керування (складається з лінійної комбінації помилки регулювання і сигналу екстремального керування) при відпрацюванні (обнуленні) збурень параметрів руху космічних ступенів РН, суттєво зменшує кількість енергії (палива), витрачаємого на відпрацювання зазначених збурень.

#### **Бібліографічні посилання**

1. Герасюта Н.Ф., Новиков А.В., Белецкая Н.Г. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет. Днепропетровск : АРТ-ПРЕС. 1998.
2. Ігдалов Й.М., Кучма Л.Д., Поляков М.В., Шептун Ю.Д. Ракети-носії і космічні ступені ракет як об'єкти керування. Дніпропетровськ : ДНУ, 2007.
3. Ігдалов Й.М., Кучма Л.Д., Поляков М.В., Шептун Ю.Д. Динамічне проектування ракет. Задачі динаміки ракет і їх космічних ступенів. Дніпропетровськ : ДНУ, 2010.
4. Шептун Ю.Д. Оптимальне керування робототехнічними системами. Дніпропетровськ : ДНУ, 2003.

*Надійшла до редколегії 08.07.2018 р.*

УДК 614.8(075.8)

## **НАУКОВІ ДОСЯГНЕННЯ КАФЕДРИ БЕЗПЕКИ ЖИТТЄДІЯЛЬНОСТІ**

**А. Г. Шишацький, Ю. М. Мелікаєв, Ю. В. Тарасенко**

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

**Викладено результати теоретичних та експериментальних досліджень кафедри безпеки життєдіяльності з покращення умов праці та техніки безпеки на виробництві.**

**Ключові слова:** піна, горіння, охорона праці, вибух, озоновий шар.

**The presented results of theoretical and experimental studies of the Department of Safety of Life Activities on improving working conditions and safety at work.**

**Keywords:** foam, combustion, labor protection, explosion, ozone layer.

**Изложены результаты теоретических и экспериментальных исследований кафедры безопасности жизнедеятельности по улучшению условий труда и техники безопасности на производстве.**

**Ключевые слова:** пена, горение, охрана труда, взрыв, озоновый слой.

Безпека життєдіяльності являє собою особливий напрям науки і техніки, що призначений для виключення або зменшення впливу небезпек та

шкідливостей від природних подій та антропогенної діяльності на життя та здоров'я людей.

Кафедра БЖД була створена на базі фізико-технічного факультету ДДУ у 1979 році з метою поліпшення якості загальноінженерної підготовки випускників університету технічних спеціальностей, передусім – у галузі охорони праці на виробництві.

Відповідно до основних завдань кафедри було заявлено і головний науковий напрям для колективу того періоду. Доцент В.М. Задара, що очолював кафедру, був відомим спеціалістом у гірничій та видобувній галузі промисловості. Він сконцентрував зусилля співробітників кафедри на вирішення важливої проблеми – поліпшення умов праці шляхом зменшення концентрації пилу в робочій зоні підприємств. При цьому розглядалися процеси пиловидалення при вибухових роботах у шахтах та відкритих кар'єрах. У якості найбільш ефективного засобу боротьби з пилом розглядалася піна, утворена повітряно-механічним способом у оригінальних піногенераторах. Колективом науковців (В.М. Задара, Ю.М. Ракіта, А.Г. Шишацький, В.І. Довгаль, Ю.В. Тарасенко, Л.П. Заболотний, М.П. Крапивко, Ю.М. Мелікаєв та ін.) на підставі теоретичного та експериментального аналізу було встановлено деякі нові особливості рухливості та фізико-хімічної взаємодії продуктів вибуху та компонентів захисної піни. Виявлені характеристики двофазових аеро-гідродинамічних потоків дозволили найбільш ефективні способи підводу піни до осередку вибуху. Виявлено також, що шар піни, крім сорбційного ефекту, зменшує тиск у фронті ударної хвилі вибуху. Таким чином, було доведено, що використання піни при промислових вибухових роботах значно знижує небезпеку для персоналу. На підставі отриманих результатів розроблено цілу низку схемних рішень та конструкцій піногенераторів з продуктивністю від 0.1 до 2.0 м<sup>3</sup>/с та кратністю піни від 100 до 1000.

Розроблений метод пилопригнічення пройшов широку дослідно-промислову перевірку на багатьох залізрудних та вугільних шахтах Донбасу та Кривбасу і показав високу ефективність.

Паралельно з даним циклом робіт виконувались дослідницькі роботи по зменшенню пилоутворення на великих за площею рудних хвостосховищах при вантажно-розвантажувальних роботах, а також у різних технологічних процесах металургійного виробництва. На основі детальних (переважно експериментальних) досліджень було запропоновано нову рецептуру піноутворювача, що є безпечною для людини та навколишнього середовища. Спеціально відібрана для кожного випадку водна емульсія ЩСПК (лужні стоки виробництва капролактаму) наноситься зрошувальними установками на великі за площею поверхні, створюючи стійку захисну плівку з терміном придатності від тижня до двох місяців. Така технологія з успіхом використовувалась для зменшення пилоутворення при транспортуванні металургійної сировини на багатьох аглофабриках Придніпровського регіону. Обробка вихідної сировини перед агломерацією водним розчином ЩСПК дозволяє більш ніж на 20 % зменшити час безпосередньо процесу агломерації, що веде до зменшення енергозатрат у реальному технологічному циклі.

В подальших дослідженнях вчених кафедри переважав екологічний аспект. Вивчався вплив різноманітної антропогенної діяльності на стан довкілля і розроблялися методи та засоби зменшення негативного впливу на неї. Це було пов'язано з початком підготовки на кафедрі студентів за спеціальністю «Екологія та охорона навколишнього середовища».

Одним із найважливіших напрямів наукових досліджень було забезпечення цілісності оточуючого середовища за рахунок розробки ресурсозаощаджувальних та екологічно чистих технологій для металургійної, машинобудівної, хімічної, харчової промисловості та



енергетики – основних галузей Придніпровського регіону.

Розробкою математичних методів для чисельного моделювання тепло- та масообміну у металургійних процесах плідно займалась доцент В.Т. Агапова, яка отримала нові цікаві результати у галузі математичного моделювання виробництва сталі конверторним методом.

Наукові інтереси доцента Ю.М. Мелікаєва зосереджені в галузі інтенсифікації процесів спалювання природних палив і зниження емісії шкідливих речовин в атмосферу. Зокрема, для цієї цілі ним розглядалися передові плазменні технології підготовки реакційних сумішей, а також накладання електричних полів на зону горіння. Ним відпрацьовано нові способи спалювання вуглеводневих палив, що відрізняються малим виходом сажі, способи захисту повітря від забруднюючих речовин плазмохімічним способом. Запропоновано також пристрої та спосіб сорбційно-десорбційного очищення стічних вод цукрового виробництва від розчиненого аміаку.

Професором С.П. Фоміним і доцентом Ю.М. Мелікаєвим на основі детального математичного моделювання процесу горіння вугільних часток було запропоновано новий спосіб плазмохімічної термічної підготовки пиловугільної суміші у багатокаскадному реакторі циклонного типу, який дозволяє ефективно спалювати збіднені (із зольністю ~ 40 %) донецькі антрацити в топках котлоагрегатів ТЕС без додаткового «підсвічування» дефіцитними мазутом чи природним газом. Зараз цей спосіб знаходиться в стадії впровадження на одному із блоків Придніпровської ТЕС.

Екологічні зміни в атмосфері Землі, що супроводжуються такими планетарно негативними наслідками, як глобальне потепління, зсув сезонних кліматичних циклів, втрата стійкості стратифікації атмосфери, виникнення «озонових дір» і т. ін., значною мірою обумовлені антропогенним впливом. Одним із істотних джерел надходження шкідливих речовин в атмосферу є ракетна техніка. З

кожним роком зростає кількість запусків важких ракет з науковою, воєнною і комерційною метою. При цьому надходження великої кількості шкідливих речовин у атмосферу відбувається на великій висоті, де розсіювання і самонейтралізація надзвичайно загальмовані. Тому з початку 1992 року на кафедрі з'явився новий напрям досліджень – безпека людини та довкілля при експлуатації ракетної техніки.

На кафедрі БЖД вперше було розроблено і запропоновано для використання принципово нову систему рятування екіпажу під час старту космічної ракети, що базується на ежектуванні питної води у сопло твердопаливного двигуна. Така система дозволяє не тільки поліпшити динамічні та тягові характеристики двигунів системи рятування, але й суттєво збільшити вагу корисного навантаження, що виводиться на орбіту.

У середині 90-х років на кафедрі БЖД на замовлення ДКБ «Південне» було проведено цикл теоретико-розрахункових робіт по визначенню реальної кількості забруднюючих речовин, що містяться у продуктах згоряння ракетних двигунів, і оцінці впливу цих речовин на атмосферу Землі. У підсумку цих досліджень було показано, що нова ракета «Зеніт» на паливі рідинний кисень+гас є відносно екологічно чистою і має мінімальний вплив на довкілля. У певному ступені екологічна чистота обумовила вибір цієї ракети у якості носія для міжнародної космічної програми «Морський старт».

Розвитком таких досліджень було вивчення впливу запуску ракет на озоновий шар Землі. На сьогодні проблема знищення озонового шару є однією з найбільш небезпечних серед глобальних екологічних проблем людства. Динаміка зміни структури озонового шару, флуктуації і трендові зміни його концентрації, виявлення найбільш небезпечних озоноруйнуючих речовин штучного походження, кінетика фотохімічних атмосферних реакцій, кореляції між захворюваннями населення та змінами концентрації озону є об'єктами детального

вивчення провідних наукових центрів усього світу. Однак вся ця інформація зберігається розрізнено у різних наукових центрах, у різних джерелах інформації, в різних форматах і вкрай незручна для використання і інтерпретації вченими та спеціалістами різних напрямів. Старшим викладачем О.Г. Петляком під керівництвом професора С.П. Фоміна було створено і систематизовано унікальну не тільки в Україні, а і у світі, науково-технічну інформацію про всі без винятку космічні і бойові ракети, що будь-коли розроблялися і використовувалися. Ця інформація зосереджена у комп'ютерній інтерактивній базі, в якій, окрім технічних характеристик, є ще й інформація про всі запуски цих ракет, починаючи з 1943 року, та про кількість шкідливих речовин, що були викинуті в атмосферу. Порівняння цієї інформації зі станом озонового шару дозволило зробити досить обґрунтовані

висновки про ступінь негативного впливу ракетної техніки на озоновий шар.

Так, використання цих даних дозволило уперше довести, що запуски основного американського космічного носія «Space Shuttle» дійсно призводить до утворення короткострокових озонових дір у районі пуску ракет. Обробка даних по запуску ракети «Зеніт» по програмі «Морський старт» не виявила появу подібних утворень.

Виконані дослідження колективом вчених кафедри послужили основою для впровадження сучасних методів та засобів покращення умов праці та захисту навколишнього середовища на ряді підприємств Придніпровського регіону. За результатами досліджень вченими кафедри опубліковано більш як 100 наукових робіт у провідних виданнях України та світу.

*Надійшла до редколегії 09.07.2018 р.*

## СОДЕРЖАНИЕ

1. Авдеев В. В. Компенсация линейного збурення системи стабілізації ракети.....	3
2. Алексеенко С. В. Численное моделирование обтекания профиля крыла дозвуковым потоком.....	10
3. Белогуров С. А. Кризис теплоотдачи в жидкометаллических испарителях с составной капиллярно-пористой структурой в выходном сечении.....	15
4. Дейнеко Л. Н., Тертышная Н. Ф., Трубин А. В. Порождающее проектирование – инновационный подход к проектированию цифрового прототипа изделия.....	20
5. Долженкова О. В., Золотко О. В. Ресурсозбереження як напрямок діяльності кафедри безпеки життєдіяльності.....	24
6. Дружинина О. А., Болубаш Е. С. Термодеформационные процессы (усадка) в металле при проведении сварочных работ при изготовлении корпусных отсеков.....	27
7. Дубовик Л. Г. Наукова школа з балістичного проектування літальних апаратів на кафедрі проектування та конструкцій і в НДЛ ракетно-космічної техніки НДІ енергетики: історія та сьогодення.....	33
8. Дубровский И. Д., Бучарский В. Л. Моделирование течения газа в камере ЖРД с учетом ее охлаждения.....	40
9. Катренко М. О., Бондаренко С. Г., Сосновська О. В., Золотко О. Є., Марченко О. Л., Подольчак С. М. Перспективні напрямки наукових досліджень на кафедрі двигунобудування.....	45
10. Кудринский С. А., Поздеев Г. Л., Муравлева Л. В., Гуназа Т. В. Разработка и исследование методов нейтрализации сорбента, загрязненного парами компонентов ракетного топлива.....	54
11. Манько Т. А., Гусарова И. А., Роменская О. П., Самусенко А. А., Деревянко И. И. Экспериментальные исследования свойств углеродных композиционных материалов на трубчатых моделях.....	58
12. Манько Т. А., Козис К. В. Результаты исследования внутренних теплозащитных покрытий изделий ракетно-космической техники.....	63
13. Матющенко А. С., Збруцький О. В., Сарибога Г. В., Неводовський П. В., Левченко Т. А., Олійник О. В. Дослідження поляризаційної складової стратосферного шару землі за допомогою ультрафіолетового поляриметра.....	67
14. Николин С. А., Приходько А. А. Численное моделирование взаимодействия недорасширенной сверхзвуковой струи газа с плоской преградой.....	73
15. Олишевский Г. С., Олишевский И. Г. Рациональная технология утилизации теплоты турбокомпрессорных станций.....	81
16. Орлянская И. Н., Иванов О. М. Использование численного моделирования при расчете остатков компонентов топлива.....	87
17. Позднышев Н. О. Экспериментальное определение капиллярного радиуса ячеек сеток с деформированной структурой плетения.....	93
18. Прокофьев Ю. С., Сатокин В. В., Бабей Ю. Н. Испытание сопловой мембраны микрогабаритных РДТТ и численное моделирование ее эксплуатационного состояния.....	97
19. Пырец В. А., Рева В. С., Земляной К. Н., Гаврилов О. В., Безручко К. В. Определение характеристик химических источников тока с целью подтверждения возможности их использования в составе систем электроснабжения.....	103
20. Седачова Е. Г., Кулик А. В., Убизький Н. Н. Определение деформирования исходного прямоугольного сечения профильных заготовок при изготовлении гибкой элементов конструкций изделий аэрокосмической техники типа шпангоут.....	109
21. Седых И. В., Смоленский Д. Э., Назаренко Д. С. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства (сетчатого разделителя) при программном развороте.....	112

22. Смольникова Т. Ю., Нестерова О. Ю., Гулик В. Д. Процес структурування епоксіуретанового каучуку під дією дигідразону діацетилфероцену.....	120
23. Усиченко В. И., Заврайский Д. В. Двухуровневая оптимизация программного кода для полиномов лежандра высоких порядков.....	127
24. Усиченко В. И. Особенности динамики возвращаемой части первой ступени самолетной схемы с турбореактивным двигателем.....	137
25. Шептун Ю. Д. Комбіноване керування космічним ступенем ракети-носія.....	144
26. Шишацький А. Г., Мелікаєв Ю. М., Тарасенко Ю. В. Наукові досягнення кафедри безпеки життєдіяльності.....	151

Наукове видання

**ВІСНИК  
ДНІПРОВСЬКОГО УНІВЕРСИТЕТУ**

**Серія: РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА**

Заснований у 1993 р.

*Випуск 21*

**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 05.09.2018. Формат 70x108/16. Папір друкарський.  
Ум. друк. арк. 10,8. Тираж 100 прим. Зам. № 217.

ПП «Ліра ЛТД». вул. Погребняка, 25, м. Дніпропетровськ, 49010.  
Фактична адреса: вул. Наукова 5.

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру  
Серія ДК № 188 від 19.09.2000 р.