

ISSN 2409 - 4056

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

В і с н и к

**Дніпропетровського
університету**

Науковий журнал

Заснований у 1993 р.

№ 4

Том 25

2017

РЕДАКЦІЙНА РАДА:

чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **М. В. Поляков** (*голова редакційної ради*); ст. наук. співроб., проф. **В. І. Карплюк** (*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**.

**Серія:
РАКЕТНО-КОСМІЧНА
ТЕХНІКА**

Випуск 20

Дніпропетровський національний університет
імені Олеся Гончара

*Друкується за рішенням вченої ради
Дніпропетровського національного університету
імені Олеся Гончара згідно з планом видань на 2017 рік*

Рецензенти:

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

Вісник фізико-технічного факультету Дніпропетровського національного університету містить оглядові статті з матеріалами наукових досліджень, виконаних у 2016–2017 рр.

Вестник физико-технического факультета Днепропетровского национального университета содержит обзорные статьи с материалами научных исследований, выполненных в 2016–2017 гг.

Редакційна колегія:

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

УДК 629.764

В. В. Авдєєв

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ВПЛИВ НЕПОВНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ПРО ВЕКТОР СТАНУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ РАКЕТИ

Для випадку плоского обертального руху розроблено послідовність встановлення зв'язку коефіцієнтів рівнянь збуреного руху і закону регулювання, в якому присутні усі координати вектора стану відповідно прийнятій моделі, з векторами похибок і роботою інерційного виконавчого пристрою на перехідному процесі компенсації постійного збурювального прискорення. Наведені приклади залежності запасу стійкості і роботи виконавчого пристрою від тих коефіцієнтів закону регулювання, які можуть дорівнювати нулю при умові забезпечення заданих значень названих показників системи.

Ключові слова: закон регулювання, запас стійкості, точність стабілізації.

Для случая плоского вращательного движения разработана последовательность установления связи коэффициентов уравнений возмущенного движения и закона регулирования, в котором присутствуют все координаты вектора состояния соответственно принятой модели, с векторами погрешностей и работой инерционного исполнительного устройства на переходном процессе компенсации постоянного возмущающего ускорения. Приведены примеры зависимости запаса устойчивости и работы исполнительного устройства от тех коэффициентов закона регулирования, которые могут равняться нулю при условии обеспечения заданных значений названных показателей системы.

Ключевые слова: закон регулирования, запас устойчивости, точность стабилизации.

Methodology for an establishing connection between coefficients in equations of disturbance motion and control law with all state vector coordinates according chosen model, and vectors of errors as well as the work of an inertial actuating link during transient process of compensation a constant disturbing acceleration for the case of a plane rotation movement are developed. Given examples of dependence of stability factor and an actuating link work on those control law coefficients which may be equal zero under condition of support the specified values of the called system's indices.

Keywords: control law, stability factor, stabilization precision.

Особливість ракети космічного призначення (РКП) як об'єкта управління полягає в широкому діапазоні масово-інерційних характеристик, швидкості, висоти і в наявності коливальних ланок, обумовлених кінцевою жорсткістю корпусу і рухом вільної поверхні компонентів палива.

Залежно від поставленої задачі розроблено різного рівня складності математичні моделі збуреного руху РКП в околі програмного положення; для оцінки запасу стійкості – методи використання кореневого годографа, передатних функцій і частотних характеристик [1].

На початковому етапі розробки системи стабілізації (СС) домінуючою є задача забезпечення стійкості обертального руху РКП як твердого тіла [2], при цьому приймається припущення про несуттєву залежність рухів у різних площинах. Відомо, що вимоги до стійкості СС і точності суперечливі, тим більше це має місце для об'єкта управління, яким є обертальний рух РКП.

Для випадку стаціонарної лінійної моделі встановлено зв'язок між координатами векторів похибок, які характеризують точність компенсації зовнішніх збурень після закінчення перехідного процесу, і запасом стійкості системи на площині коренів характеристичного полінома [3].

Крім запасу стійкості і точності, до СС ставляться вимоги щодо якості перехідного процесу, від якої залежать енергетичні втрати при компенсації збурень, особливо на атмосферній ділянці траєкторії, і необхідна потужність виконавчого пристрою.

Обґрунтовано рекомендації щодо побудови виконавчого пристрою системи керування кутовим положенням ракети шляхом зміни напрямку вектора сили тяги маршового двигуна [4].

Аналіз кореневих годографів та результати інтегрування рівнянь руху приводять до висновку, що найменші витрати енергії на відпрацювання збурень мають місце при аперіодичних перехідних процесах.

У переважній більшості методів синтезу систем автоматичного управління в законі регулювання присутні усі координати вектора стану відповідно до прийнятої моделі. Реалізація такого закону передбачає наявність датчиків усіх координат вектора стану, що не є завжди необхідним для забезпечення заданих характеристик.

Поставлено задачу для СС плоского обертального руху ракети з інерційним виконавчим пристроєм розробити методику встановлення залежності від рівня складності закону регулювання запасу стійкості, коефіцієнтів помилок і роботи виконавчого пристрою протягом перехідного процесу компенсації одиничного збурювального прискорення.

Наявність такої методики дасть можливість обґрунтовано вибрати закон регулювання при умові забезпечення заданих значень названих характеристик СС.

1. Рівняння СС

В якості об'єкта управління (ОУ) в даній роботі приймається рух РКП у площині ристання. Із врахуванням інерції виконавчого пристрою в околі певної точки траєкторії модель ОУ описується рівнянням:

$$\dot{x} = a \cdot x + b \cdot u + c \cdot m, \quad (1)$$

де координатами вектора x є кут ристання ψ , кутова швидкість $\dot{\psi}$, кут повороту руля курсу δ і кутова швидкість $\dot{\delta}$, тобто $x^T = \begin{bmatrix} \psi & \dot{\psi} & \delta & \dot{\delta} \end{bmatrix}$. На вхід ОУ діє

управління u , залежність якого від координат вектора x називають законом регулювання, і збурювальне обертальне прискорення m . Елементами матриці a є традиційні [1] коефіцієнти збуреного обертального руху $a_{\psi\psi}$, $a'_{\psi\dot{\psi}}$, $a_{\psi\delta}$, які залежать від масово-інерційних характеристик РКП і точки траєкторії, постійна часу T_{AC} виконавчого пристрою – автомата стабілізації (АС) і коефіцієнт демпфування ξ :

$$a = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & a'_{\psi\dot{\psi}} & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\mu & -\xi \cdot \mu \cdot T_{AC} \end{bmatrix}, \quad \mu = \frac{1}{T_{AC}^2}. \quad (2)$$

Збурення m (1) впливає тільки на кут рискання ψ та його похідні, а управління u – на кут повороту руля δ і його похідні, тому 4×1 – матриці b і c такі:

$$b^T = [0 \ 0 \ 0 \ \mu], \quad c^T = [0 \ 1 \ 0 \ 0]. \quad (3)$$

Коли в закон регулювання входять усі координати вектора стану x відповідно до прийнятої моделі (1), (2), то в лінійному варіанті моделі ОУ аналогічно монографії [1] його можна записати у вигляді:

$$u(x) = [k_\psi \ k'_\psi \ k_\delta \ k'_\delta] \cdot x = k_\psi \cdot \psi + k'_\psi \cdot \dot{\psi} + k_\delta \cdot \delta + k'_\delta \cdot \dot{\delta}. \quad (4)$$

Виходячи із (1–4) рівняння СС обертального руху буде таким:

$$\dot{x} = a^* \cdot x + c \cdot m, \quad a^* = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & a'_{\psi\psi} & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mu \cdot k_\psi & \mu \cdot k'_\psi & \mu \cdot (k_\delta - 1) & \mu \cdot (k'_\delta - \xi \cdot T_{AC}) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Рівняння (5) будуть використані для розрахунку таких показників СС:

– двох векторів помилок, коли збурювальне прискорення лінійне відносно поточного часу t , тобто

$$m(t) = m_0 + m_0 \cdot t, \quad (6)$$

– запасу стійкості на площинах коренів характеристичного полінома, двох коефіцієнтів закону регулювання, частотної характеристики розімкненої системи [5];

– приведеної роботи АС протягом перехідного процесу компенсації одиничного збурювального прискорення.

2. Вектори помилок

Точність компенсації збурювального прискорення (6) характеризується двома векторами помилок:

$$E0 = (a^*)^{-1} \cdot c, \quad E1 = (a^*)^{-2} \cdot c, \quad (7)$$

де a^* , c даються виразами (5) і (3) відповідно.

Вектори (7) визначають усталений рух після закінчення перехідного процесу тривалістю T_p :

$$x = E0 \cdot (m_0 + m_0 \cdot t) + E1 \cdot m_0, \quad t > T_p.$$

Структура матриці a^* така, що при знаходженні елементів оберненої матриці $(a^*)^{-1}$, від якої залежать вектори похибок (7), утворюється чотири групи рівнянь, кожна з яких розв’язується незалежно. Це дає можливість отримати нескладні аналітичні вирази чотирьох координат цих векторів через коефіцієнти рівнянь ОУ (1), (2) і закону регулювання (4):

$$E0 = \frac{1}{\Delta} \begin{bmatrix} z \\ 0 \\ k_{\Psi} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad E1 = \frac{1}{\Delta} \begin{bmatrix} [z \cdot (k'_{\Psi} \cdot a_{\Psi\delta} + a'_{\Psi\Psi} \cdot z) + a_{\Psi\delta} \cdot k_{\Psi} \cdot v] / \Delta \\ z \\ [z \cdot (a'_{\Psi\Psi} \cdot k_{\Psi} - a_{\Psi\Psi} \cdot k'_{\Psi}) - a_{\Psi\Psi} \cdot k_{\Psi} \cdot v] / \Delta \\ k_{\Psi} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

де $z = 1 - k_{\delta}$, $v = k'_{\delta} - \xi \cdot T_{AC}$, $\Delta = -a_{\Psi\Psi} \cdot z - k_{\Psi} \cdot a_{\Psi\delta}$.

Із шести ненульових координат векторів (8) незалежними між собою є тільки два, тому що:

$$E1_2 = E0_1, \quad E0_1 = \frac{1 + a_{\Psi\delta} \cdot E0_3}{-a_{\Psi\Psi}}, \quad E1_4 = E0_3,$$

$$E1_3 = \frac{a'_{\Psi\Psi} \cdot a_{\Psi\Psi} \cdot z^2 + z \cdot k_{\Psi} \cdot a'_{\Psi\Psi} \cdot a_{\Psi\delta} - \Delta^2 \cdot a_{\Psi\Psi} \cdot E1_1}{\Delta^2 \cdot a_{\Psi\delta}}.$$

Коли пріоритетною є вимога до запасу стійкості чи до якості перехідного процесу, то коефіцієнти закону регулювання (4) визначаються виходячи з вибраного пріоритету, і вектори (8) будуть наслідком цього вибору; але коли пріоритетною є вимога до точності стабілізації, то відповідно встановлюються значення координат векторів похибок (8), на підставі яких розраховуються два коефіцієнти закону регулювання: k_{Ψ} , k'_{Ψ} або k_{δ} , k'_{δ} .

Розглянемо варіант, у якому задана точність СС кількісно визначається координатами векторів (8) $E0_1, E1_1$, а коефіцієнти закону регулювання (4) k_{δ} і k'_{δ} вибираються довільно. Відповідно до (8):

$$k_{\Psi} = \frac{1 - k_{\delta}}{g1}, \quad g1 = \frac{-E0_1 \cdot a_{\Psi\delta}}{1 + E0_1 \cdot a_{\Psi\Psi}},$$

$$k'_{\Psi} = \frac{E1_1 \cdot [a_{\Psi\Psi} \cdot (1 - k_{\delta}) + k_{\Psi} \cdot a_{\Psi\delta}]^2 - a'_{\Psi\Psi} \cdot (1 - k_{\delta})^2 - k_{\Psi} \cdot a_{\Psi\delta} \cdot (k'_{\delta} - \xi \cdot T_{AC})}{a_{\Psi\delta} \cdot (1 - k_{\delta})}. \quad (9)$$

Отже, довільно вибрані k_{δ} і k'_{δ} і розраховані за формулами (9) коефіцієнти закону регулювання забезпечують задану точність компенсації збурювального прискорення (6) після закінчення перехідного процесу. Функціями цих коефіцієнтів будуть також запас стійкості та робота АС протягом перехідного процесу компенсації одиничного збурювального прискорення.

3. Запас стійкості

Варіанти кількісної характеристики запасу стійкості плоского обертального руху РКП і послідовність їх розрахунку наведено у роботі [5]:

- η – на площині коренів характеристичного полінома матриці a^* (5);
- s_{xh}, s_{yh} – на площині k_{Ψ}, k'_{Ψ} двох коефіцієнтів закону регулювання (4);
- φ, η_a – на площині частотної характеристики розімкненої СС (запас за фазою та амплітудою).

4. Робота АС при постійному збуренні

Цей показник пропорційний втратам енергії на перехідному процесі компенсації збурень і може бути ще одним критерієм його якості. Перше наближення моделі повороту руля приймається у вигляді ланки другого порядку:

$$I \cdot \ddot{\delta} + c_2 \cdot \dot{\delta} + c_1 \cdot \delta = M . \tag{10}$$

В цьому рівнянні I – приведений до осі обертання на кут δ момент інерції поворотного пристрою, c_1 – жорсткість його конструкції, c_2 – коефіцієнт демпфування, M – обертальний момент, який створює АС при повороті руля.

Робота АС протягом перехідного процесу тривалістю T_p

$$A = \int_0^{T_p} |M(t) \cdot \dot{\delta}(t)| \cdot dt . \tag{11}$$

Функції, що входять в (10), (11), визначаються шляхом розв’язку рівнянь СС (5), які після розрахунку чисельним шляхом коренів характеристичного полінома матриці a^* можуть бути отримані в аналітичному вигляді.

5. Приклади залежності показників запасу стійкості

і приведеної роботи АС від коефіцієнтів k_δ та k'_δ у законі регулювання

З метою встановити вплив неповної інформації про вектор стану СС на показники запасу стійкості і приведену до одиничного збурювального прискорення роботу, яку виконує АС для його компенсації, зроблено їх розрахунки для стійкого ($a_{\psi\psi} < 0$) і нестійкого ($a_{\psi\psi} > 0$) ОУ (табл. 1).

Таблиця 1

Коефіцієнти ОУ

$a_{\psi\psi}$	$a_{\psi\delta}$	$a'_{\psi\psi}$	ξ	$T_{АС}$
c^{-2}		c^{-1}	-	c
- 0,3	- 0,200	- 0,110	0,8	0,15
1,121	- 0,256	- 0,041	1,1	0,20

Приймаємо координати $E0_1, EI_1$ векторів помилок (8) пріоритетними показниками СС і при нульових коефіцієнтах k_δ та k'_δ у законі регулювання визначаємо відповідно (9) k_ψ, k'_ψ (табл. 2), які при варіаціях k_δ не змінюються.

Таблиця 2

Координати векторів (8) і коефіцієнти k_ψ, k'_ψ

Номер рядка у табл. 1	$E0_1$	EI_1	k_ψ	k'_ψ	k_δ	k'_δ
	c^2	c^3	-	c	-	c
1	0,6378	- 0,784	6,34	9,85	0	0
2			10,89	9,76		

Для наведеного прикладу (табл. 1, 2) введення в закон регулювання (4) доданку $k_{\delta} \cdot \delta$ при від’ємних значеннях коефіцієнта k_{δ} призводить до збільшення запасу стійкості на площині $k_{\psi} k'_{\psi}$ (рис. 2, 3) і на площині частотної характеристики розімкненої СС (рис. 7, 8). Запас стійкості на площині коренів характеристичного полінома матриці a^* (5) при від’ємних значеннях k_{δ} збільшується для статично нестійкого ОУ і зменшується для статично стійкого ОУ (рис. 1).

При від’ємних значеннях коефіцієнта k_{δ} має місце зменшення роботи АС (11) на перехідному процесі компенсації збурювального прискорення m_0 (рис. 6), але при цьому збільшується величина похибки стабілізації (рис. 4, 5).

Результати пошуку значень чотирьох коефіцієнтів закону регулювання (4), які забезпечують найбільший запас стійкості η на площині коренів характеристичного полінома, при обмеженнях координат векторів помилок $E0_0 \leq 0,82 \text{ c}^2$ і $|E1_0| \leq 1,3 \text{ c}^3$ та $|k_{\delta}| < 0,8$ залежать від початкової точки у чотиривимірному просторі. Для даних статично нестійкого ОУ (табл.1) ітерації координат вектора $k^T = [k_{\psi} \quad k'_{\psi} \quad k_{\delta} \quad k'_{\delta}]^T$ з початкового положення $[13 \quad 11 \quad -0,4 \quad -0,13]^T$ приводять до екстремальної точки

$$k_{\max \eta}^T = [13,56 \quad 11,29 \quad -0,397 \quad -0,13]^T, \quad (12)$$

у якій $\eta = 2,18 \text{ c}^{-1}$, координати векторів похибок $E0_0 = 0,67 \text{ c}^2$, $E1_0 = -0,68 \text{ c}^3$, приведена робота АС $A/m_0^2 = 46,1 \cdot 10^{-7} \text{ Нм} \cdot \text{c}^4$.

Пошук максимуму η на площині $k_{\psi} k'_{\psi}$ при нульових значеннях решти коефіцієнтів закону регулювання з початкового положення $k_2^T = [20 \quad 15]^T$ приводить до екстремальної точки

$$k_{2\max \eta}^T = [11,6 \quad 8,0]^T, \quad (13)$$

у якій $\eta = 1,39 \text{ c}^{-1}$, координати векторів похибок $E0_0 = 0,58 \text{ c}^2$, $E1_0 = -0,47 \text{ c}^3$, приведена робота АС $A/m_0^2 = 17,2 \cdot 10^{-7} \text{ Нм} \cdot \text{c}^4$.

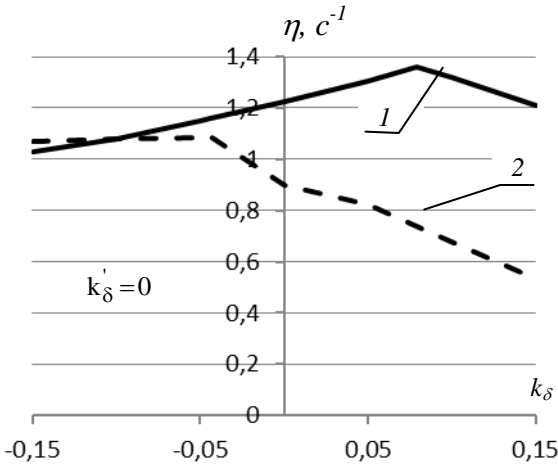


Рис. 1. Запас стійкості на площині коренів характеристичного поліному (1 – статично стійкий ОУ, 2 – статично нестійкий ОУ)

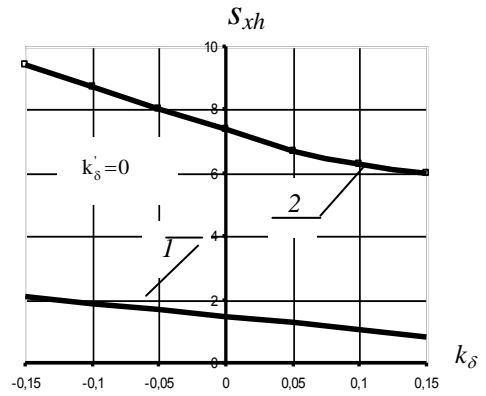


Рис. 2. Запас стійкості у відносних одиницях коефіцієнта k_ψ закону регулювання (1 – статично стійкий ОУ, 2 – статично нестійкий ОУ)

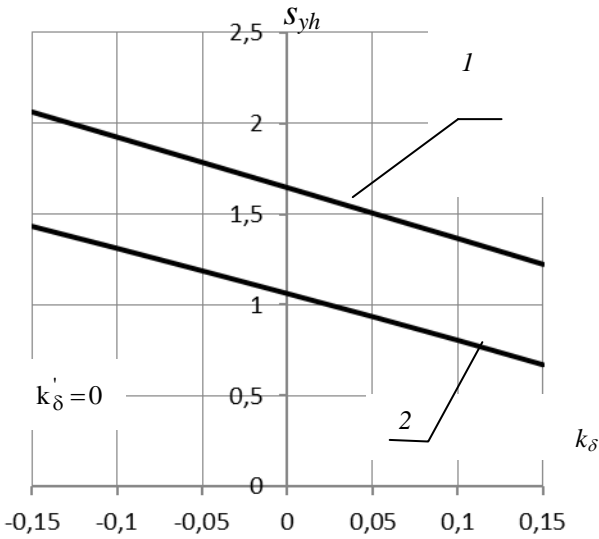


Рис. 3. Запас стійкості у відносних одиницях коефіцієнта k'_ψ закону регулювання (1 – статично стійкий ОУ, 2 – статично нестійкий ОУ)

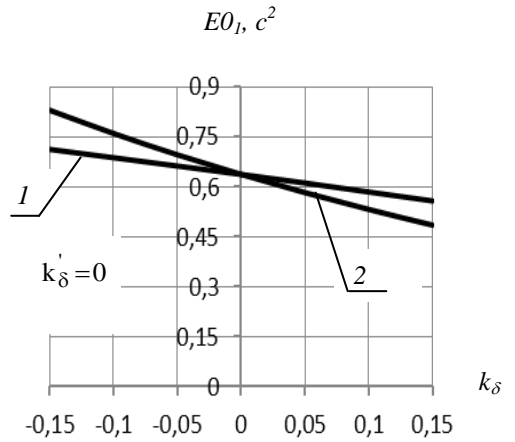


Рис. 4. Коефіцієнт статичної похибки

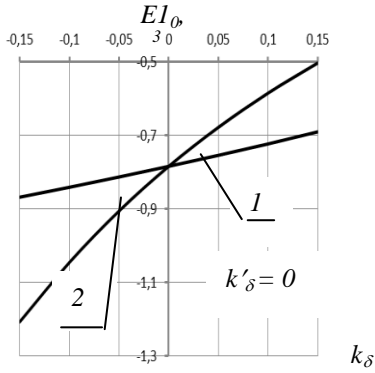


Рис. 5. Коефіцієнт похибки при швидкості збурення

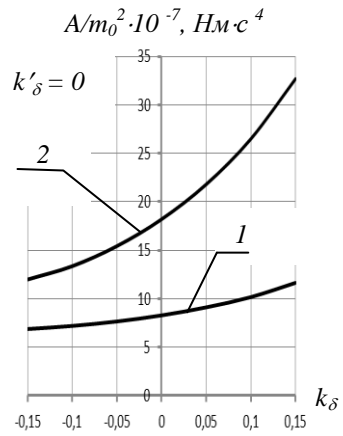


Рис. 6. Приведена робота виконавчого пристрою

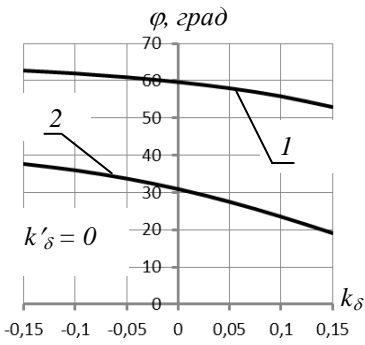


Рис. 7. Запас стійкості за фазою

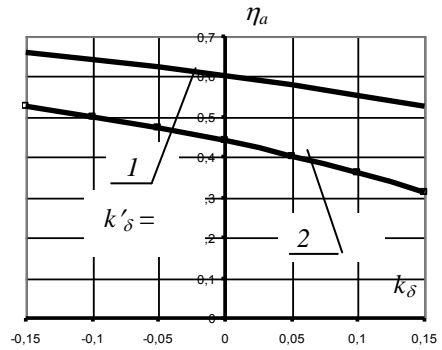


Рис. 8. Запас стійкості за амплітудою

Отже, для прикладу даних у табл. 1 повна інформація про вектор стану дає можливість шляхом ітерацій знаходити значення коефіцієнтів закону регулювання (12), для яких оцінка тривалості перехідного процесу ($3/\eta$) на 36 % менша, ніж при використанні тільки двох координат вектора стану. Але в екстремальній точці (12) приведена робота АС на перехідному процесі компенсації одиничного збурювального прискорення (11) в 2,7 раза більша, ніж в екстремальній точці (13) на площині $k_{\psi} k'_{\psi}$.

Висновки

1. Встановлено зв'язок (8), (9) координат векторів помилок, які кількісно характеризують точність стабілізації кутового положення ракети при дії лінійного збурювального прискорення, з коефіцієнтами рівнянь збуреного руху і закону регулювання, що включає усі координати вектора стану відповідно до прийнятої моделі (5).

2. Розроблено методику розрахунку оцінки витрат енергії АС (11) протягом перехідного процесу компенсації одиничного збурювального прискорення.

3. Наведено приклади залежності запасу стійкості на площині коренів характеристичного полінома (рис. 1), двох коефіцієнтів закону регулювання (рис. 2, 3), частотної характеристики розімкненої системи (рис. 7, 8), витрат енергії АС (рис. 6) і координат векторів помилок (рис. 4, 5) від коефіцієнта закону регулювання при куті повороту руля для випадків статично стійкої і статично нестійкої ракети (табл. 1).

Для прикладу даних статично нестійкої ракети (табл. 1) найбільший запас стійкості на площині коренів характеристичного полінома досягається шляхом пошуку у чотиривимірному просторі коефіцієнтів закону регулювання, але при цьому може мати місце погіршення значень інших показників системи, зокрема, витрат енергії АС.

Матеріали статті можуть бути використані для прийняття рішення про рівень складності закону регулювання залежно від заданих показників запасу стійкості та вимог до потужності виконавчого пристрою.

Бібліографічні посилання

1. **Игдалов И. М.** Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и космических ступеней: монография / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун ; под ред. акад. С. Н. Конюхова. – Д. : Изд-во Днепропетр. нац. ун-та, 2010. – 264 с.

2. **Айзенберг Я. Е.** Проектирование систем стабилизации носителей / Я. Е. Айзенберг, В. Г. Сухоревый. – М. : Машиностроение, 1986. – 224 с.

3. **Авдеев В. В.** Точність і запас стійкості системи стабілізації обертального руху ракети / В. В. Авдеев // Радіоелектроніка, інформатика, управління. – 2016. – № 3. – С. 93–98.

4. **Шептун Ю. Д.** Аналіз витрат енергії на керування космічним ступенем ракети / Ю. Д. Шептун, Т. О. Коваленко // Вісник ДНУ. – № 4. Т. 24. – Серія «Ракетно-космічна техніка». – Вип. 19. – 2016. – С. 145–157.

5. **Авдеев В. В.** Запас устойчивости системы стабилизации вращательного движения ракеты / В. В. Авдеев // Техническая механика. – 2016. – № 4. – С. 62–69.

Надійшла до редколегії 05.04.2017

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НАЧАЛЬНОЙ ФАЗЫ ПРОЦЕССА ОБЛЕДЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Представлены результаты экспериментальных исследований обледенения аэродинамического профиля крыла NASA 0015. Эксперименты были проведены с использованием высокоскоростной фотокамеры на установке Института адаптотроники и функциоинтеграции технического университета Брауншвейга. Целью экспериментов являлось изучение взаимодействия переохлажденных капелек воды с обледеневающими аэродинамическими поверхностями, а также физических явлений, происходящих при обледенении. Исследована эволюция нарастания льда на начальном этапе процесса обледенения. На основании проведенных исследований установлены новые закономерности процессов обледенения и развития шероховатостей на микроуровне.

Ключевые слова: воздушно-капельный поток, обледенение профиля, нарастание льда.

Представлено результати експериментальних досліджень зледеніння аеродинамічного профілю крила NASA 0015. Експерименти проводилися з використанням високошвидкісної фотокамери на установці Інституту адаптотроніки та функціоінтеграції технічного університету Брауншвейга. Метою експериментів було вивчення взаємодії переохолоджених крапель води з аеродинамічними поверхнями, а також фізичних явищ, що відбуваються під час зледеніння. Було досліджено еволюцію наростання криги на початковій стадії процесу зледеніння. На підставі проведених досліджень встановлені нові закономірності процесів зледеніння та розвитку шорсткостей на мікрорівні.

Ключові слова: повітряно-крапельний потік, зледеніння профілю, наростання криги.

The results of experimental investigation of the icing processes of NASA 0015 airfoil are presented. The experiments were carried out on icing/deicing facility in IAF of technical university of Braunschweig using a high-speed camera. Studying of the interaction of super-cooled droplets with icing airfoil surface, and also the physical phenomena occurring during the icing process was the objective of the investigation. The evolution of ice growth at the initial stage of the icing process was studied. New laws of icing processes and roughness development at micro-level are established.

Keywords: air-droplet flow, airfoil icing, ice accretion.

1. Введение

Обледенение летательных аппаратов в полете – всемирно признанная серьезная проблема безопасности, которой в последнее время уделяется все более пристальное внимание [1–11]. В определенных летных условиях переохлажденные капельки воды, содержащиеся в облаках, могут замерзать, попадая на передний край фюзеляжа, крыльев, лопастей, на элементы оперения самолетов, вертолетов, беспилотных и других летательных аппаратов, воздухозаборники, детали авиационных двигателей. При этом нарастающий лед может по-разному влиять на свойства и характеристики управляемости летательных аппаратов в зависимости от местоположения, количества и типа льда.

Известно, что на начальном этапе процесса обледенения нарастающий лед образует шероховатость в виде неровностей и бугорков еще до того, как будет накоплена значительная масса льда и начнут формироваться крупные рогообразные наросты.

Причем, как правило, несущие поверхности и другие важные, с точки зрения аэродинамики, элементы летательных аппаратов имеют режимы работы, характеризующиеся высокими числами Рейнольдса, и высота элементов шероховатости оказывается больше толщины местного пограничного слоя, даже на самых ранних стадиях развития наледи [12]. Также шероховатость возникает при работе тепловых и пневматических систем защиты от обледенения циклического действия.

Шероховатость влияет на аэродинамические характеристики профиля путем непосредственного увеличения поверхностного трения, инициирует более ранний ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя, способствует увеличению толщины пограничного слоя и, соответственно, раннему срыву потока. Это влияние проявляется, главным образом, в виде изменения распределения давления, увеличения лобового сопротивления, уменьшения угла срыва потока и, в меньшей степени, уменьшения подъемной силы. При этом степень влияния шероховатости зависит от высоты неровностей, плотности их расположения и формы самих неровностей.

Несмотря на проведенные обширные теоретические и экспериментальные исследования проблемы обледенения летательных аппаратов при полете в неблагоприятных метеорологических условиях, тем не менее слабоизученными остались вопросы микрофизики и особенностей образования наледи на обтекаемых воздушно-капельным потоком поверхностях, в том числе на начальных этапах процесса нарастания льда.

Цель настоящей работы – ответить на следующий вопрос: каков фактический процесс взаимодействия влетающих переохлажденных капелек воды с обтекаемой поверхностью, а также процесс нарастания льда на начальном этапе обледенения ?

2. Описание экспериментальной установки

Подробные наблюдения за развитием неровностей и состоянием влаги на нарастающей ледяной поверхности были проведены на экспериментальной установке, моделирующей условия обледенения, Института адаптотроники и функциоинтеграции технического университета Брауншвейга. Установка представляла собой аэродинамическую трубу незамкнутого типа (рис. 1) с сечением рабочей части 0,45 x 0,45 м и позволяла проводить эксперименты со скоростью невозмущенного воздушного потока до 40 м/с. Аэродинамическая труба была оборудована системой распыления воды и целиком помещена в охлаждаемую термоизолированную камеру, имеющую внутренние размеры 4 x 4 x 9 м. Температура воздуха поддерживается автоматически в диапазоне от 0° С до – 20° С с использованием охлаждающего агрегата мощностью 24 кВт. Распылительная система представляла собой сопло, расположенное в центре сечения за хоннейкомбом. Расстояние между соплом и рабочим телом составляло порядка 2,2 м. Таким образом, в трубе, в сужающемся потоке капельки разгонялись и переохлаждались в воздушном потоке перед выпадением на обтекаемое тело. В проведенных экспериментах диаметр капелек определялся визуально по фотографиям. Водное содержание определялось по скорости воздушно-капельного потока, расхода воды в распылительной системе и площади сечения области выпадения капелек.

В экспериментах использовался алюминиевый профиль НАСА 0015 с длиной хорды 30 см, расположенный горизонтально и обтекаемый под нулевым углом атаки. Профиль был изготовлен из алюминиевого листа толщиной 1 мм с элементами жесткости внутри. Для получения фотографических данных

использовалась рco.dimax высокоскоростная камера, оборудованная 100 мм макрообъективом и позволяющая выполнять серию снимков с частотой до 57000 кадров в секунду разрешением 195 x 148 пикселей (при этом область 50 x 50 пикселей соответствовала 1 мм² реального размера полученного изображения).

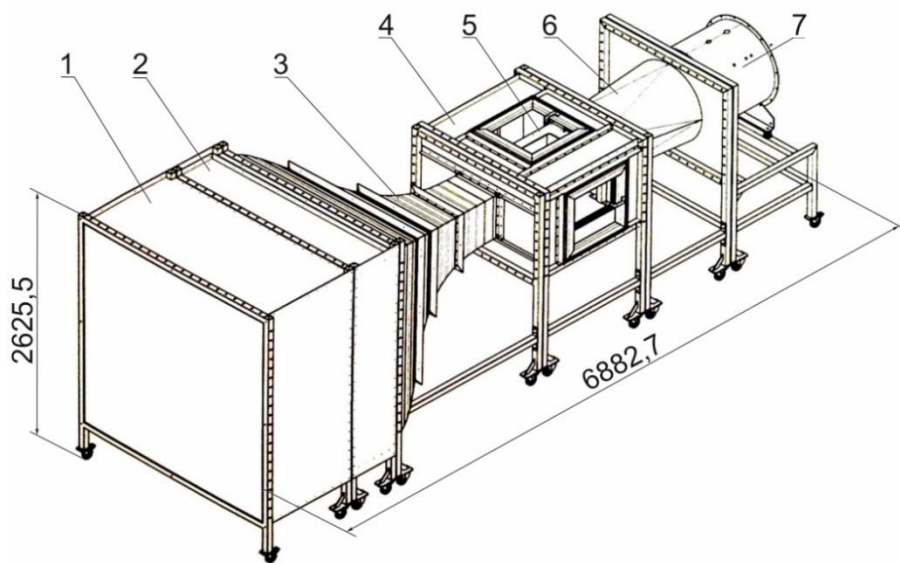


Рис. 1. Схема экспериментальной установки:

- 1 – хоннейкомб, 2 – распылительная система, 3 – конфузор, 4 – камера Эйфеля,
5 – рабочая камера, 6 – диффузор, 7 – вентилятор и двигатель

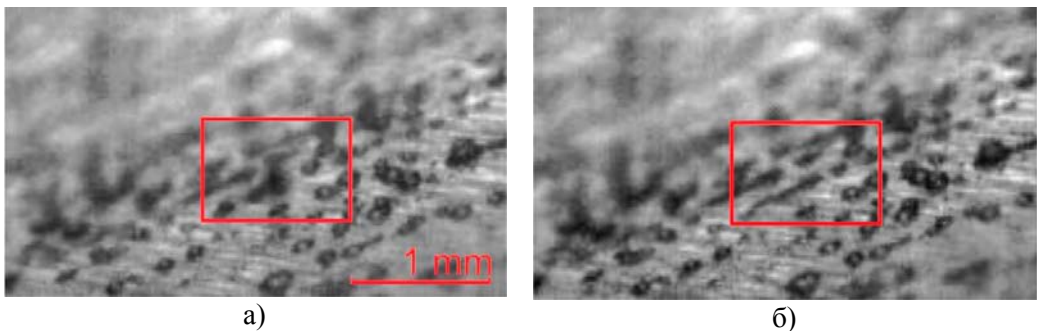
3. Результаты исследований

В начальный период процесса обледенения на поверхности крыла образуются отдельные ледяные «бугорки» – поверхностные капли (т. к. угол смачивания на алюминиевой поверхности достаточно большой), которые замерзают со стороны поверхности крыла, имеющей отрицательную температуру, поскольку теплообмен посредством теплопроводности на этом этапе наиболее значителен. Влетающие капельки, попадая на поверхность, как бы скатываются, подпрыгивая и взаимодействуя с уже частично примерзшими поверхностными каплями, но при этом оставляя в местах касания с поверхностью новые капли (на рис. 2 можно видеть эти своеобразные «дорожки» из «бусинок» поверхностных капель, которые формируют выпадающие из потока капельки). В случае столкновения влетающей капельки с поверхностной каплей (рис. 2 а) в начальный момент взаимодействия последняя частично разрушается, образуется некий общий объем жидкости, который под действием кинетической энергии влетающей капельки растягивается по поверхности в виде ручейка, который в дальнейшем под действием сил поверхностного натяжения разрушается, образуя череду поверхностных капель-«бусинок» (рис. 2 б).

Затем, с течением времени, количество замерзших капель увеличивается, они покрывают уже всю поверхность в области выпадения, их размер увеличивается. В результате эта бугристая поверхность обладает меньшим углом смачивания, имеет более высокую температуру (из-за выделения скрытой теплоты фазового перехода) и по этой поверхности уже начинает перемещаться жидкость по

направленію от передней части профиля вниз по потоку (рис. 3). Схематично, для большей наглядности, этот процесс изображен на рис. 4.

В дальнейшем, в зависимости от температуры и водного содержания, физическая картина может отличаться: при достаточно низкой температуре окружающей среды, незамерзшая вода не доходит до конца этой «первоначальной» бугристой поверхности (оставаясь «запертой» между бугорками). Оставшиеся сухими бугорки начинают улавливать капельки из внешнего потока, расти в виде отдельных «иголочек» или «столбиков» (при этом, в промежутках между такими «столбиками» иногда можно наблюдать абсолютно чистую поверхность профиля крыла), однако, также можно наблюдать рост отдельных ледяных «иголочек» и из области, в которой присутствуют и жидкость, и ледяные «бугорки». А в случае относительно большего водного содержания, невысокой скорости воздушно-капельного потока и при температуре, близкой к температуре замерзания, может быть реализован случай, когда лед и жидкость будут покрывать всю поверхность крыла. Тогда оставшаяся незамерзшая вода будет стекать по всей поверхности крыла и срываться во внешний поток с его задней кромки.



**Рис. 2. Начальный этап процесса обледенения (при температуре – 15 °С).
Взаимодействие выпадающей капельки с поверхностными, частично замерзшими каплями:**

а) – столкновение влетающей капельки с поверхностной каплей, б) – разделение общего объема жидкости после столкновения на отдельные поверхностные капли

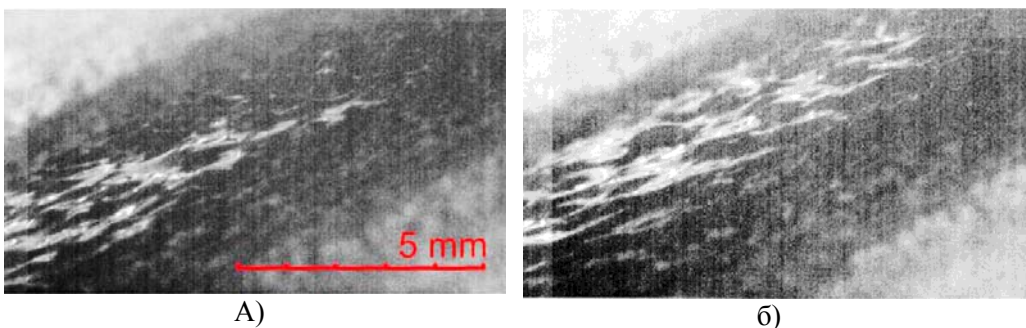


Рис. 3. Перемещение жидкости по изначально образовавшейся «бугристой» ледяной поверхности (при температуре – 10 °С)

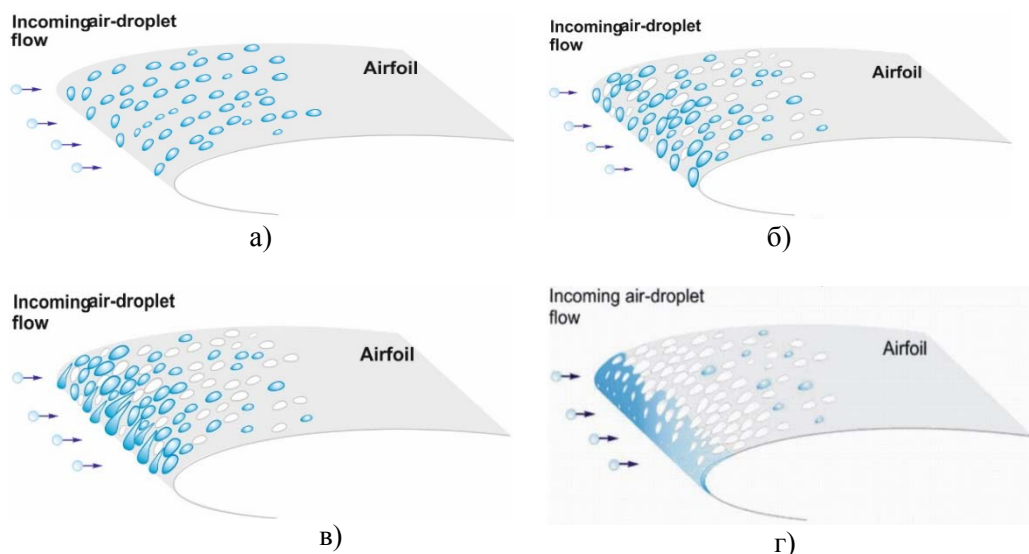


Рис. 4. Схема формирования наледи:

а) – образование начальных поверхностных капель, б) – поверхностные капли растут, их количество увеличивается, некоторые из них замерзают, в) – капли в области торможения становятся достаточно крупными, начинают деформироваться и растекаться, г) – в области торможения накапливается достаточное количество незамерзшей воды, чтобы заполнить все пространство между ледяными бугорками

Выводы

1. С помощью высокоскоростной фотокамеры были проведены наблюдения за процессом взаимодействия влетающих переохлажденных капелек воды с обледеневающей поверхностью аэродинамического профиля на начальном этапе процесса обледенения.
2. Проведенные наблюдения позволяют сделать вывод о том, что основное замерзание поверхностной жидкости происходит со стороны льда, имеющего «бугристую» поверхность. Жидкость на поверхности нарастающего льда находится во впадинах между «бугорками».
3. С понижением температуры количество незамерзшей воды на обтекаемой поверхности значительно уменьшается, а «бугорки» льда имеют тенденцию к росту и с течением времени принимают форму «столбиков» или «иголочек».
4. В некоторых режимах при относительно небольшой отрицательной температуре и высокой влажности жидкость по поверхности может принимать форму несплошной пленки, обтекающей «бугорки» льда, и перемещаться под действием аэродинамической силы.
5. Хотя фотографические наблюдения дают только качественное представление об исследуемом процессе, тем не менее они являются шагом на пути к лучшему пониманию микрофизики процессов обледенения, механизма влияния нарастающей наледи на начальном этапе процесса обледенения на поле течения, и результаты работы могут быть использованы при усовершенствовании существующих или при разработке новых методик, моделирующих процессы обледенения.

Библиографические ссылки

1. Fortin, G., Laforte, J., Beisswenger, A., “Prediction of Ice Shapes on NACA0012 2D Airfoil”, Anti-Icing Materials International Laboratory, Universite du Quebec a Chicoutimi, 2003.

2. Meshcherjakova, T. P. “Designing of Systems of Planes and Helicopters Protection”, 1977.
3. “Aircraft Icing Handbook”, 2000.
4. “Ice Accretion Simulation,” AGARD-AR-344, 1997.
5. Prykhodko, O. A., Alekseyenko, S. V., “Icing of Aerodynamic Surfaces: Conditions of Appearance and Calculation Methodology”, *Aerospace technic and technology* 5:37-47, 2012.
6. Prykhodko, O. A., Alekseyenko, S. V., “Icing of Aerodynamic Surfaces: Modeling of an Air-Droplet Flow”, *Aerospace technic and technology* 4:59-67, 2013.
7. Alekseyenko, S. V., Prykhodko, O. A., “Numerical Simulation of Icing of a Cylinder and an Airfoil: Model Review and Computational Results”, *TsAGI Science Journal* 44(6):761-805, 2013.
8. Prykhodko, A. A., Alekseyenko, S. V., “Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a “Barrier” Ice”, *Journal of Engineering Physics and Thermophysics* 87(3):598-607, May 2014, doi: [10.1007/s10891-014-1050-0](https://doi.org/10.1007/s10891-014-1050-0).
9. Prykhodko, A. A., Alekseyenko, S. V., “Numerical Simulation of the Process of Airfoil Icing in the Presence of Large Supercooled Water Drops”, *Technical Physics Letters* 40(10): 884-887, 2014, doi: [10.1134/S1063785014100125](https://doi.org/10.1134/S1063785014100125).
10. Alekseyenko, S. V., Prykhodko, O. A., “Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface”, *Fluid Dynamics* 49(6):715-732, 2014, doi: [10.1134/S0015462814060039](https://doi.org/10.1134/S0015462814060039).
11. Alekseyenko, S. V., “Numerical Simulation of the Icing Surfaces of the Cylinder and Profile”, *PAMM* 13(1):299-300, 2013.
12. Bragg, M. B., Broeren, A. P., Blumenthal, L. A., “Iced-airfoil aerodynamics”, *Prog Aerosp Sci* 41: 323-62, 2005.

Надійшла до редколегії 26.06.2017

УДК 629.7.023.224:629.783

И. А. Гусарова

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»

ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ СТЫКОВ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПЛИТОК С U-ОБРАЗНЫМ ЭЛЕМЕНТОМ ДЛЯ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Проведены расчеты аэродинамического нагрева теплонапряженного участка U-образного элемента. Установлено, что температура конструкции в районе скругления выше допустимой. Выполнена экспериментальная проверка функционирования U-образного профиля при многократной смене температур в рабочем диапазоне.

Ключевые слова: теплозащита, теплопроводность, U-образный профиль, многоразовый космический аппарат, тепловой расчет, теплозащитная система.

Проведено розрахунок аеродинамічного нагріву теплонапруженої ділянки U-подібного елемента. Встановлено, що температура конструкції у районі закруглення більше допустимої. Здійснено експериментальну перевірку функціонування U-подібного елемента в умовах багатократної зміни температур у робочому діапазоні.

Ключові слова: теплозахист, теплопровідність, U-подібний профіль, багаторазовий космічний апарат, тепловий розрахунок, теплозахисна система.

© И. А. Гусарова, 2017

The calculations of aerodynamic heating heat-stressed portion of the U-shaped element. It is found that the structure temperature above the permissible rounding area. The experimental test operation U-shaped profile at repeated temperature changes in the operating range.

Keywords: thermal insulation, thermal conductivity, U-shaped profile, reusable spacecraft thermal design, thermal system.

При разработке возвращаемого многоразового космического аппарата (МКА) одной из основных проблем является создание теплозащитной системы (ТЗС), которая должна предохранять основную конструкцию аппарата от нагрева до недопустимо высоких температур. При этом экономически эффективная ТЗС должна быть многоразовой, а ее послеполетное обслуживание проводится с минимальными трудозатратами. Этим требованиям отвечает теплозащитная система с металлической наружной панелью и внутренней теплоизоляцией, над созданием которой работают специалисты многих стран. В США она разрабатывалась для наветренной части МКА X-33, а также для возвращаемых наружных топливных баков (теплозащита «ARMOR»), в Европе – по программе «Гермес» и для некоторых демонстраторов. Одной из основных проблем при создании теплозащитной плиточной системы с металлической наружной панелью является герметизация стыков, т.к. проникновение горячего потока газа при спуске в атмосфере в межплиточные зазоры может привести к перегреву нижележащих конструкций силовой оболочки корпуса и вызвать катастрофическое разрушение [1].

Украинскими специалистами (Государственным предприятием «Конструкторское бюро «Южное» (ГП «КБ «Южное»)) разработан концептуальный вариант конструктивного исполнения ТЗС с цельносварной наружной металлической защитной оболочкой и независимо расположенным внутренним слоем волокнистой теплоизоляции. Наружная оболочка состоит из трехслойных плиток, между которыми приварены гибкие соединительные U-образные элементы, выступающие в роли компенсаторов температурного расширения плиток [2]. Такая теплозащитная конструкция названа ТЗС-У. Для проверки работоспособности данной теплозащитной плиточной системы проведены расчетно-экспериментальные исследования ее функционирования в рабочем диапазоне температур.

Конструктивная схема и геометрические характеристики соединения плиток с помощью U-образного элемента представлены на рис. 1.

Проведен тепловой расчет тепловых режимов соединений за счет U-образных соединительных элементов плиток.

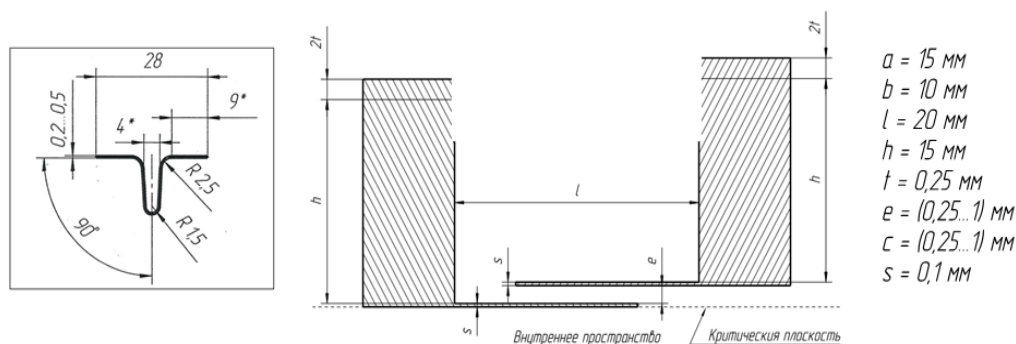


Рис. 1. Схема с U-образным соединением элементов

Оценка аэродинамического нагрева выполнена для теплонапряженного участка U-образного элемента с радиусом закругления $R = 2,5$ мм. На этом сферическом участке давление возрастает в 3–4 раза по сравнению с давлением на гладкой поверхности плиток, следовательно, возрастает тепловой поток в районе скругления.

Оценка теплового потока в районе скругления проведена по зависимости, учитывающей повышение давления в районе скругления, для турбулентного режима течения по зависимости:

$$q_R = q_{пл} \cdot \left(\frac{\bar{P}_R}{\bar{P}_{пл}} \right)^{0,8}, \quad (1)$$

где q_R – тепловой поток на поверхности скругления; $q_{пл}$ – тепловой поток на гладкой поверхности плиток; \bar{P}_R – коэффициент давления на поверхности скругления; $\bar{P}_{пл}$ – коэффициент давления на гладкой плитке; 0,8 – показатель, соответствующий турбулентному режиму.

Коэффициент давления рассчитывается по формуле:

$$\bar{P} = \frac{2(P_\infty - P_H)}{\rho V^2}, \quad (2)$$

где P_∞ – давление на поверхности в рассматриваемом расчетном сечении; P_H – давление по стандартной атмосфере на текущей высоте полета H ; ρ – плотность по стандартной атмосфере; V – скорость полета КА.

Для расчета тепловых потоков использовалась методика и программа, разработанная в ГП «КБ «Южное» и подтвержденная по результатам натурных испытаний.

Тепловой поток к боковой поверхности рассчитывается по формуле:

$$q_b = \left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_o \frac{Z \left(\frac{P_1}{P_o} \right)}{x_{ef}^2 \cdot 2} \cdot (I_e - I_w), \text{ ккал} / (\text{м}^2 \text{с}), \quad (3)$$

где $\left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_o \frac{Z \left(\frac{P_1}{P_o} \right)}{x_{ef}^2 \cdot 2} = \left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_b$ – энтальпийный коэффициент теплоотдачи к боковым

поверхностям; $\left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_o$ – энтальпийный коэффициент теплоотдачи к передним поверхностям рассчитывался по формуле:

$$\left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_o = 14,8 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{V^{1,3} \cdot \rho^{0,8}}{R_o^{0,2}}, \text{ кг} / (\text{м}^2 \text{с}), \quad (4)$$

где α – коэффициент теплоотдачи к поверхности от аэродинамического нагрева, Вт / (м² К); c_p – удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении и температуре торможения, Дж / (кг К); V – скорость полета, м / с; ρ – плотность по стандартной атмосфере по высоте полета, кг / м³; R_o – радиус затупления

передней части планера, м; $Z\left(\frac{P_1}{P_0}\right)$ – обобщенная функция относительного давления на боковой поверхности в расчетном сечении x ; $x_{ef}^{0,2} = (x / R_0)^{0,2}$ – относительная эффективная длина; P_1 – местное давление в расчетном сечении на боковой поверхности; P_0 – давление торможения.

Отношение $\frac{P_1}{P_0} = \frac{1}{\xi} \left(\frac{1}{M^2} + \frac{\varkappa}{2} \bar{P} \right)$, где M – число Маха в невозмущенном потоке; \varkappa – коэффициент адиабаты обтекаемого воздуха ($\varkappa = 1,25$); $\bar{P} = \frac{P_n}{\rho V^2}$ – коэффициент давления; P_n – давление по стандартной атмосфере; ξ – зависит от числа Маха и ее значение приведено в табл. 1.

Таблица 1

Зависимость величины ξ от числа Маха	
M	ξ
0	1,120
2	1,125
3	1,160
4	1,175
6	1,195
10	1,124
15; 20; 30	1,128

\bar{P} – коэффициент давления зависит от числа Маха, координаты расчетного сечения, угла атаки, угла конусности планера $\bar{P} = f(M, x, \beta, \Theta_s)$ и определяется в результате газодинамического расчета.

Приближенно для оценочных расчетов можно использовать формулу Ньютона:

$$\bar{P} = 2 \sin^2(\Theta_s + \beta), \tag{5}$$

где Θ_s – местный угол наклона касательной в расчетной точке поверхности к оси изделия; β – угол атаки по траектории полета.

Давление торможения за скачком уплотнения рассчитывается по формуле:

$$P_0 = \xi \cdot P_n \cdot M^2, \tag{6}$$

где P_n – давление по стандартной атмосфере.

Для гиперзвуковых скоростей $M > 5$ значение P_0 рассчитывается по формуле:

$$P_0 = 1,28 \cdot P_n \cdot M^2, \text{ Н.} \tag{7}$$

Величина функции Z в зависимости от относительного давления $\left(\frac{P_1}{P_0}\right)$ в интервале $\left(\frac{P_1}{P_0}\right) \in [0; 0,6]$ аппроксимируется зависимостью:

$$Z = 0,03505 + 4,54353 \cdot \left(\frac{P_1}{P_0}\right) - 4,89214 \cdot \left(\frac{P_1}{P_0}\right)^2, \tag{8}$$

$x_{ef}^{0,2}$ рассчитывается по следующим формулам:

$$\frac{x_{ef}^{0,2}}{x} = (0,009235 - 0,009133 \frac{x}{R_0})^{1/3} + 1,0065 \quad \text{при } \frac{x}{R_0} \geq 1,02, [-] \quad (9)$$

$$\frac{x_{ef}^{0,2}}{x} = 1,0065 - (|0,009235 - 0,009133 \frac{x}{R_0}|)^{1/3} \quad \text{при } \frac{x}{R_0} \leq 1,02, [-] \quad (10)$$

$I_w = c_p T_w$ – ентальпія воздуха при температурі поверхності T_w , ккал / кг.

I_e – ентальпія восстановления, рассчитанная по формуле:

$$I_e = h + \frac{1}{2} \cdot \frac{Pr^{1/4} \cdot \nu^{1/4}}{lg}, \quad \text{ккал / кг}, \quad (11)$$

где h – статическая энтальпія в невозмущенном потоке; $Pr \approx 0,72$ – число Прандтля.

Температура поверхности планера зависит также от процесса переноса тепла всего теплозащитного пакета, т.е. от его теплопроводности, поэтому задача о тепловом состоянии в комплексе решается с учетом определения температур по толщине пакета из решения уравнения теплопроводности многослойной стенки, записываемого в виде:

$$c \cdot \rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial \lambda}{\partial y} \frac{\partial T}{\partial y}, \quad (12)$$

где c – удельная теплоемкость материалов, составляющих пакет; ρ – плотность материалов, составляющих пакет; λ – теплопроводность, зависящая от температуры; τ – время; y – координата.

Решение уравнения $T(\tau, y)$ находится с применением разностных методов (метод прогоночных коэффициентов, метод элементарных балансов) в одномерной постановке при граничных условиях второго, третьего и смешанного вида.

По проведенным расчетам тепловой поток при аэродинамическом нагреве к гладкой поверхности составляет около 40 ккал / м² с (168 кВт / м²). Отношение коэффициентов давления на скруглении и гладкой плитке составляет 3,6.

Тогда температура оболочки в районе скругления из условия теплового равновесия при степени черноты поверхности $\varepsilon = 0,85$ составит 1490 °С, что значительно выше допустимой, принятой для рассматриваемого сплава ЮИПМ-1200 на основе Ni-Cr (1100 °С).

Для экспериментальной проверки функционирования U-образного профиля при многократной смене температур в рабочем диапазоне было проведено термоциклирование соответствующего фрагмента U-образного профиля толщиной 0,1мм, который закрывает стык между плитками трехслойной металлической защиты в диапазоне температур 20–1100 °С.

Испытания проводились в стационарном режиме. В ходе испытаний образцы подвергались всестороннему нагреву в муфельной печи до температуры 1100 °С и выдержке при этой температуре в течение 20 минут, что соответствует штатному режиму нагрева конструкции при спуске (рис. 2).

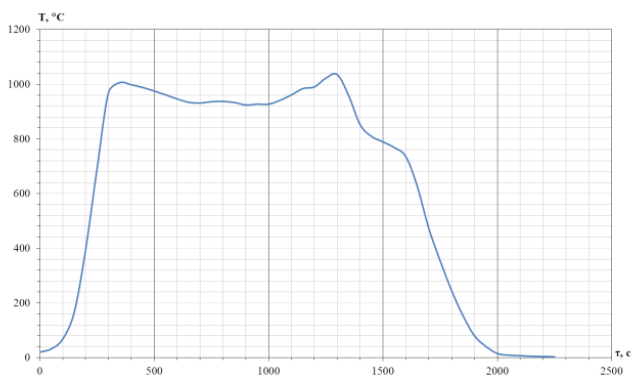


Рис. 2. Залежність температури поверхні навітренної частини МКА від часу при штатному режимі нагріву

U-образний профіль був изготовлен из материала ЮИПМ-1200. Для имитации температурного расширения штатной трехслойной металлической панели при проведении термоциклирования фрагмента U-образного профиля разработана и изготовлена специальная технологическая оснастка, которая обеспечивает имитацию деформации штатной трехслойной металлической защиты при размере теплозащитной плитки 150×150 мм (рис. 3).

В процессе нагрева конструкции U-образного стыка в специальной оснастке тепловое расширение оснастки приводит к продольным перемещениям материала конструктивных элементов, между которыми расположен U-образный стык.



Рис. 3. U-образний фрагмент в спеціальній технологічній оснастці

Образцы в технологической оснастке помещались в разогретую и стабилизированную по температуре муфельную печь. Образец выдерживался при температуре 1100°C в течение 20 минут при закрытой дверце печи. По истечении 20 минут муфельная печь выключалась, открывалась дверца и производилась выдержка в течение 8 минут. После выдержки образец извлекался из печи и охлаждался при температуре помещения.

Количество термоциклов при испытаниях определялось целостностью конструкции. До момента необратимой деформации образца U-образного стыка было проведено 6 термоциклов. После проведения пятого термоцикла зафиксирован дефект (рис. 4).

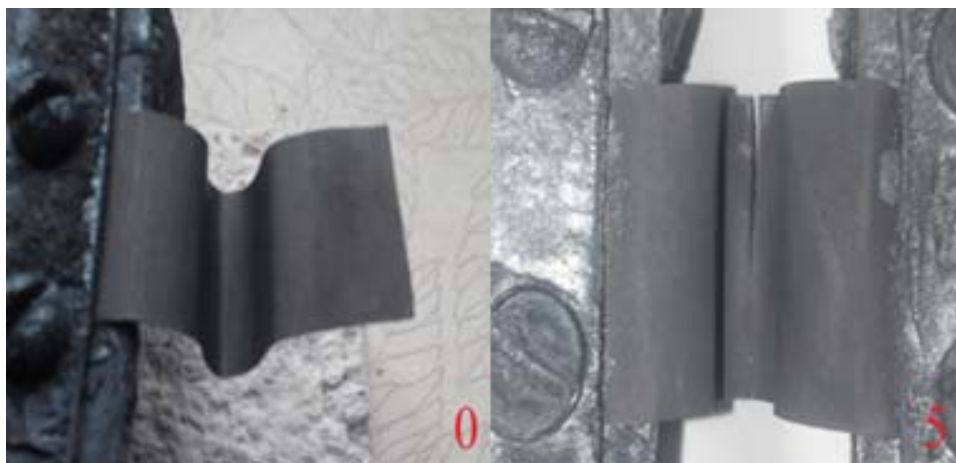


Рис. 4. Исследуемый образец U-образного стыка до и после термоциклирования

Таким образом, образец U-образного профиля толщиной 0,1 мм выдержал без разрушения 5 термоциклов. Разрушение образца произошло в прогнозируемом месте максимального изгиба на 6-м термоцикле.

Выводы

U-образный профиль толщиной 0,1 мм обеспечивает нормальное функционирование ТЗК на протяжении 5 циклов температур, имитирующих тепловые режимы при спуске. Для обеспечения нормального функционирования теплозащитной конструкции при заданном количестве пусков необходимо увеличить толщину U-образного профиля.

Расчетные и экспериментальные данные показали, что для обеспечения нормального функционирования конструкции ТЗС-У необходимо оптимизировать конструкцию U-образного элемента и использовать жаропрочные жаростойкие материалы с рабочими температурами порядка 1400–1500 °С.

Библиографические ссылки

1. **Buursink J.** Ph D. Dissertation «On the Development of a Cooled Metallic Thermal Protection System for Spacecraft» // Publisher: TU Delft, Faculteit Luchtvaart – en Ruimtevaarttechniek.

2. Заявка на патент Украины № И 2013 13658 от 25.11.13 г., Потапов А. М., Шевцов Е. И., Тихий В. Г., Гусарова И. А., Скороход В. В., Фролов Г. А., Солнцев В. П. «Багатозарова теплозахисна система багаторазового космічного апарату».

Надійшла до редколегії 30.01.2017

УДК 629.76

В. Н. Ермаков, П. Г. Хорольский

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ ДЛЯ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Рассмотрена задача оптимизации траектории выведения для твердотопливных ракет космического назначения на атмосферном участке выведения. Проанализированы добавки к углу атаки в части их влияния на различные параметры траектории выведения. Методом пакетных вариаций для одного типа ракет-носителей определены функции чувствительности для этих параметров. С помощью целевой функции симплекс-методом найдено оптимальное приращение угла атаки в предположении действительности принципа суперпозиции.

Ключевые слова: ракета космического назначения, терминальное наведение, оптимизация, пакетные вариации.

Розглянуто задачу оптимізації траєкторії виведення для твердопаливних ракет космічного призначення на атмосферній ділянці виведення. Проаналізовано добавки до кута атаки в частині їх впливу на різні параметри траєкторії виведення. Методом пакетних варіацій для одного типу ракет-носіїв визначено функції чутливості для цих параметрів. За допомогою цільової функції симплекс-методом знайдено оптимальне приращення кута атаки в припущенні дієвості принципу суперпозиції.

Ключові слова: ракета космічного призначення, термінальне наведення, оптимізація, пакетні варіації.

Task of optimization of injection trajectory for integrated launch vehicle with solid rocket motors on atmospheric injection segment was examined in current work. Influence of angle of attack increments on various parameters of injection trajectory was analyzed. Sensitivity functions of injection trajectory parameters for single type of launch vehicle were determined using a method of batch variation. With use of target function, optimal increment of angle of attack was determined using simplex method on basis of assumption of effectiveness of principle of superposition.

Keywords: integrated launch vehicle, terminal guidance, optimization, batch variations.

Постановка задачи исследования

Поиск оптимальных траекторий выведения ракет космического назначения (РКН) относится к числу наиболее важных задач подготовки их к пуску. Оптимизация траекторий может производиться по различным критериям, главные из которых – максимум веса полезного груза (ПГ) и уменьшение размеров районов падения отделяющихся частей (ОЧ), что имеет очевидный экономический эффект. На первых баллистических ракетах, проектируемых на небольшие дальности полета, ограничивались тремя управляющими функциями, обеспечивающими заданную ориентацию ракеты в инерциальном пространстве, а именно: программами углов тангажа, рыскания и крена [2].

Основной принцип прежних аналоговых систем управления состоял в удерживании РКН в окрестности номинальной траектории, внутри трубки возмущенных траекторий, что позволяло выполнить конечные условия движения с приемлемой точностью. Такие траектории называются «жесткими». В настоящее время применение бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) позволяет реализовывать так называемые «гибкие» траектории выведения, которые обеспечат выполнение заданных требований в конце полета без возвращения РКН на номинальную траекторию.

Такое «гибкое» управление позволяет сформировать энергетически более выгодную траекторию и, при этом, будут выполнены все конечные (терминальные) параметры, а также ограничения, наложенные на траекторию. Недостатком такого наведения можно назвать повышение требований к системе управления, вызванных необходимостью решения навигационной задачи для определения вектора состояния РКН (включая координаты, компоненты скорости и угловую ориентацию) и выбора параметров алгоритма наведения, которые обеспечивают выполнение требуемых терминальных условий [1].

Это управление уже было реализовано для жидкостных РКН, однако для твердотопливных РКН, характеризующихся большими разбросами тяги, а также нерегулируемостью двигателей, возможность реализации «гибкого управления» нуждается в проверке. Касательно наведения первых ступеней РКН, движущихся в плотных слоях атмосферы, следует отметить отсутствие в литературе упоминаний о реализации для них рассматриваемого управления. Из опыта известно о наличии на ряде ракет терминального управления на рассматриваемых ступенях. Но его реализация осуществляется в конце полета, после прохождения области больших скоростных напоров.

Целью данной статьи является постановка задачи оптимизации траектории выведения первых ступеней твердотопливных (ТТ) РКН, совершающих полет в плотных слоях атмосферы и нахождение пути ее решения. Кроме того, должна быть исследована возможность оперативной оптимизации траектории на борту ракеты в ее полете по векторному критерию. Учитывая существующую тенденцию повышения доступности ракетных технологий, необходимо, по возможности, обеспечить минимальную сложность решения, чтобы сделать его доступным аматорскому сообществу.

Изложение материала исследования

Рассматривается движение ТТ ступени РКН в плотных слоях атмосферы. Считается известной номинальная программа угла тангажа, используемая в качестве опорной. Необходимо найти добавку к этой программе, оптимизирующую заданный функционал наведения в реализации возмущенного движения. В качестве такого функционала принят векторный критерий – максимум выводимого веса ПГ и минимум промаха относительно центра района падения ступени. Ниже кратко приведена суть методики оперативной оптимизации программы выведения РКН. В дальнейшем предполагается возможным любой вид физически реализуемой программы управления, что означает отсутствие ограничений на ее вид со стороны системы стабилизации. Оптимизация проводилась с использованием пакетных вариаций [3] угла атаки α для определения вызываемых ими влияний на различные параметры траектории выведения. Типовая программа угла атаки на атмосферном участке показана на рис. 1.

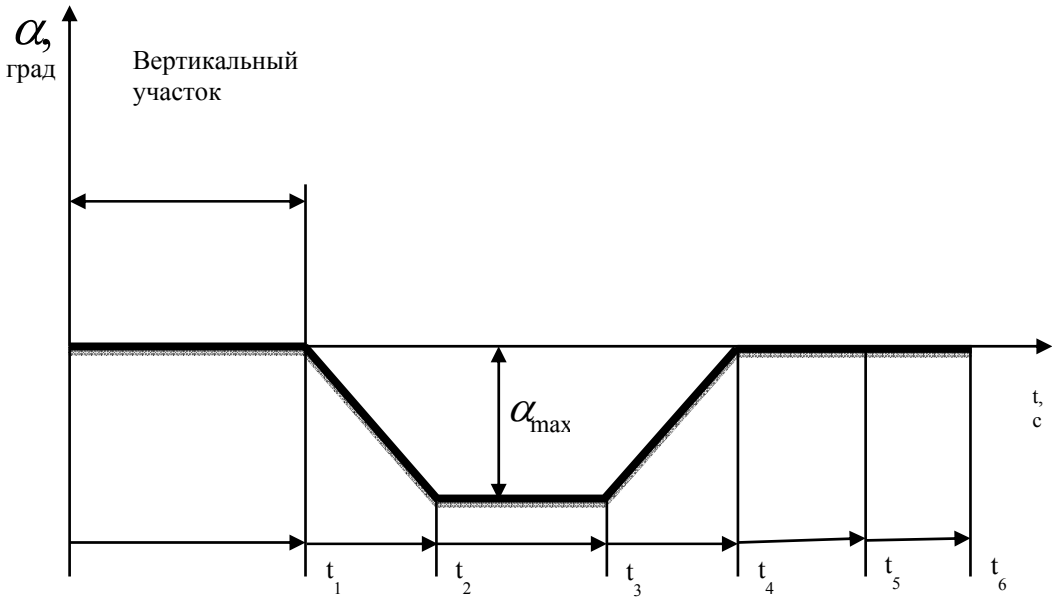


Рис. 1. Типовая программа угла атаки:

α_{\max} – максимальный программный угол атаки; t_1 – момент окончания вертикального участка полета; t_2 – время выхода на α_{\max} ; t_3 – время окончания движения с α_{\max} ; t_4 – момент выхода на околонулевой угол атаки; t_5 – момент формирования функциональной команды на разделение ступеней; t_6 – момент разделения ступеней

Для оптимизации векторного критерия выделим основной критерий – вес ПГ, а другой критерий – промах, переведем в ограничения.

Необходимо дать этой программе такие добавки $\Delta\alpha$ к номинальному углу атаки, чтобы повысить энергетику РКН с выполнением всех ограничений.

Целевая функция для задачи оптимизации со всеми ограничениями примет вид:

$$\Delta\alpha_{\text{опт}} = \arg \max_{\Delta\alpha} \left(\left(\frac{\partial G_{\text{ПГ}}}{\partial \alpha} \right) \cdot (\Delta\alpha)^T \mid \left(\frac{\partial L_{1\text{СТ}}}{\partial \alpha} \right) \cdot (\Delta\alpha_{1\text{СТ}})^T \leq \varepsilon_{L_{1\text{СТ}}} \right.$$

$$\left. \left(\frac{\partial L_{2\text{СТ}}}{\partial \alpha} \right) \cdot (\Delta\alpha_{2\text{СТ}})^T \leq \varepsilon_{L_{2\text{СТ}}} \quad \left(\frac{\partial L_{\text{ГО}}}{\partial \alpha} \right) \cdot (\Delta\alpha_{\text{ГО}})^T \leq \varepsilon_{L_{\text{ГО}}} \quad \left(\frac{\partial B_{1\text{СТ}}}{\partial \alpha} \right) \cdot (\Delta\alpha_{1\text{СТ}})^T \leq \varepsilon_{B_{1\text{СТ}}} \right.$$

$$\left. \left(\frac{\partial B_{2\text{СТ}}}{\partial \alpha} \right) \cdot (\Delta\alpha_{2\text{СТ}})^T \leq \varepsilon_{B_{2\text{СТ}}} \quad \left(\frac{\partial B_{\text{ГО}}}{\partial \alpha} \right) \cdot (\Delta\alpha_{\text{ГО}})^T \leq \varepsilon_{B_{\text{ГО}}} \right.$$

$$\left. q|\alpha|_{\text{max}}^{\text{nom}} + \frac{\partial q|\alpha|_{\text{max}}}{\partial \alpha} \cdot (\Delta\alpha)^T \leq q|\alpha|_{\text{max}}^{\text{max}} \quad q|\alpha|_{\text{max}}^{\text{nom}} + \frac{\partial q|\alpha|_{\text{max}}}{\partial \alpha} \cdot (\Delta\alpha)^T \leq q|\alpha|_{\text{max}}^{\text{max}} \right) \quad (1)$$

где $\alpha = \{\alpha(t_1), \dots, \alpha(t_n)\}$; $\Delta\alpha = \{\Delta\alpha(t_1), \dots, \Delta\alpha(t_n)\}$;

$G_{\text{ПГ}}$ – вес полезного груза; $L_{1\text{СТ}}, L_{2\text{СТ}}, L_{\text{ГО}}$ – промах по дальности ОЧ 1 ступени, ОЧ 2 ступени и головного обтекателя соответственно; $B_{1\text{СТ}}, B_{2\text{СТ}}, B_{\text{ГО}}$ – промах по боку ОЧ 1 ступени, ОЧ 2 ступени и головного обтекателя соответственно;

q – скоростной напор; q_{\max} – максимальный скоростной напор; ε – предельное отклонение по соответствующему критерию.

Частные производные (или функции чувствительности), входящие в (1), рассчитываются по формулам:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(G_{\text{пл}})}{\partial\alpha}(t) &= \frac{(G_{\text{пл}})(t) - (G_{\text{пл}})_{\text{ном}}}{\Delta\alpha(t)}, \\ \frac{\partial L(B)}{\partial\alpha}(t) &= \frac{L(B)(t) - L(B)_{\text{ном}}}{\Delta\alpha(t)}, \\ \frac{\partial q_{\max}}{\partial\alpha}(t) &= \frac{q_{\max}(t) - (q_{\max})_{\text{ном}}}{\Delta\alpha(t)}, \\ \frac{\partial(q|\alpha|_{\max})}{\partial\alpha}(t) &= \frac{(q|\alpha|_{\max})(t) - (q|\alpha|_{\max})_{\text{ном}}}{\Delta\alpha(t)}. \end{aligned} \quad (2)$$

Максимум определялся численным путем. Соответственно и оптимизацию предполагается проводить численно.

Рассмотрим решение поставленной задачи для трёхступенчатой РКН сверхлегкого класса, с двумя твердотопливными ступенями и третьей жидкостной. При этом были проведены расчеты, с использованием пакета игольчатых вариаций угла атаки амплитудой $\alpha = 0,1^\circ$ каждая, применяемых в различные моменты времени с шагом 1 с, начиная с 9 секунды (конец вертикального участка движения РКН) и заканчивая 152 секундой (конец полета 2-й ступени). Разделение первой и второй ступеней происходит на 77 секунде.

На рис. 2 приведены все нормированные графики для функций чувствительности (2). Из рисунка видно, что графики этих функций не совпадают, а это означает, что можно разнести по времени улучшение критерия и выполнение ограничений. То есть подобрать такое оптимальное приращение угла атаки, которое в некоторый момент увеличит полезный груз, но, возможно, ухудшит некоторые ограничения.

В последующие моменты времени можно будет скомпенсировать ухудшение таким образом, чтобы не превысить некоторые предельные значения, указанные в (1).

Данные графика, соответствующие времени полета второй ступени, хорошо согласуются с известными результатами, говорящими о возможности проведения быстрых разворотов на участке после прохождения максимальных скоростных напоров [2].

Используя данное предположение, был проведен поиск решений с помощью симплекс-метода пакета Microsoft Office поиска оптимального приращения к углу атаки в целях максимизации веса полезного груза с учетом всех поставленных ограничений в (1), а также ограничения максимального приращения $\Delta\alpha_{\max} \leq 5^\circ$.

По результатам получена программа оптимального приращения угла атаки, с учетом всех указанных ограничений, изображенная на рис. 3, которая соответствует увеличению веса полезного груза на 50 кг.

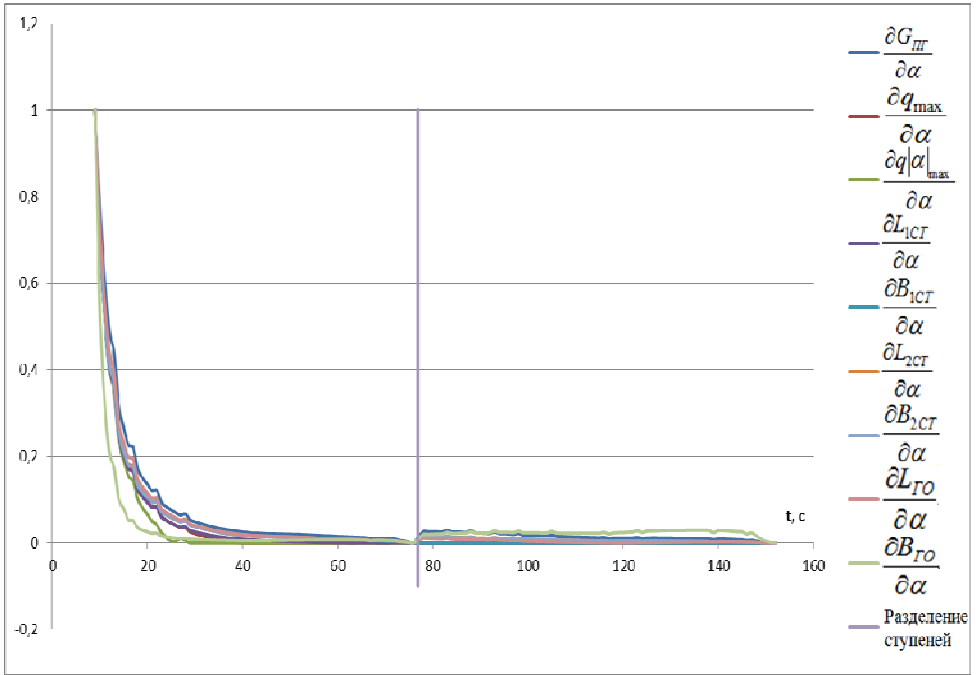


Рис. 2. Нормированные графики функций чувствительности

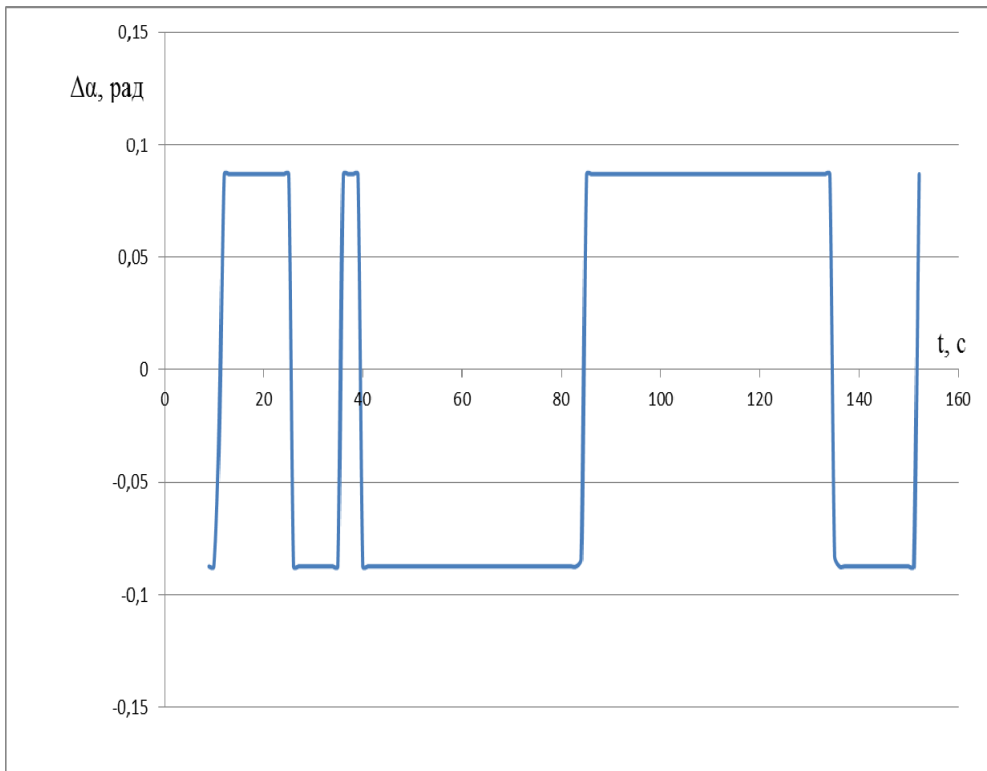


Рис. 3. Программа оптимального приращения угла атаки

Анализ полученных результатов

На основании результатов проведенного исследования можно сделать вывод о том, что полученная программа оптимального приращения угла атаки позволяет уже в номинальном случае повысить вес ПГ приблизительно на 50 кг. «Дооптимизировать» номинальную программу управления получилось благодаря ее субоптимальному гладкому характеру, принятому на практике проектирования систем выведения КА. Кроме того, ступенчатый характер профиля оптимизирующей добавки требует для своей реализации усложнения алгоритмов стабилизации. Простота достижения результата говорит о возможности его реализации оперативной оптимизации на борту РКН в возмущенном движении.

Направления дальнейших исследований

В дальнейшем предполагается проверить работоспособность разработанного метода в возмущенном движении и провести оценки его эффективности.

Выводы

Результаты, полученные в ходе расчетов, хорошо согласуются с известными данными, а также подтверждают возможность оперативной оптимизации траектории выведения твердотопливной РКН на атмосферном участке. В дальнейшем данные идеи могут быть использованы для построения полностью автономного метода терминального наведения твердотопливных РКН, в алгоритмах которого реализована оптимизация траектории выведения, с целью увеличения энергетики и улучшения точности.

Библиографические ссылки

1. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю. Г. Сихарулидзе. – 2-е изд. (эл.). – М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 407 с.
2. Герасюта Н. Ф. Динамика полёта. Основные задачи динамического проектирования ракет: учебное пособие для вузов / Н. Ф. Герасюта, А. В. Новиков, Н. Г. Белецкая. – М., 1998. – 366 с.
3. Понтрягин Л. С. Математическая теория оптимальных процессов / Л. С. Понтрягин, В. Г. Болтянский, Р. В. Гамкрелидзе, Е. Ф. Мищенко. – 3-е изд. – М., 1976.

Надійшла до редколегії 23.10.2016

УДК 621.791.722

О. В. Карпович

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ТЕХНОЛОГІЧНІ УМОВИ ОТРИМАННЯ БЕЗДЕФЕКТНИХ ЗВАРНИХ ТОВСТОСТІННИХ З'ЄДНАНЬ ЗІ СПЛАВУ BT22 ЕЛЕКТРОННО-ПРОМЕНЕВИМ ЗВАРЮВАННЯМ

Здійснено аналіз та дослідження дефектів у зварних товстостінних з'єднаннях зі сплаву BT22, отриманих електронно-променевим зварюванням за прийнятою технологією. Визначено, що основними дефектами є пори, порожнини та несплавлення в корені шва. Встановлено, що для отримання бездефектних з'єднань зі сплаву BT22 необхідно застосовувати спеціальні технологічні прийоми та забезпечити стабільність параметрів електронно-променевого зварювання у певному діапазоні.

Ключові слова: електронно-променеве зварювання, дефекти, міцність, ударна в'язкість.

Выполнен анализ и исследования дефектов в сварных толстостенных соединениях из сплава BT22, полученных электронно-лучевой сваркой по принятой технологии. Определено, что основными дефектами являются поры, полости и несплавления в корне шва. Установлено, что для получения бездефектных соединений из сплава BT22 необходимо применять специальные технологические приемы и обеспечить стабильность параметров электронно-лучевой сварки в определенном диапазоне.

Ключевые слова: электронно-лучевая сварка, дефекты, прочность, ударная вязкость.

The analysis and research of defects in welded thick-walled joints made of BT22 alloy, obtained by electron-beam welding according to the adopted technology, is performed. It is determined that the main defects are pores, cavities, and non-melting in the root of the seam. It is established that to obtain defect-free compounds from BT22 alloy special technological methods must be used and stability of electron-beam welding parameters in a certain range should be ensured.

Keywords: electron-beam welding, defects, strength, toughness.

В авіаційній і ракетно-космічній техніці для виготовлення товстостінних конструкцій різного призначення найбільш перспективними є високолеговані термічно-зміцнювані титанові сплави, які дозволяють реалізувати найкраще поєднання фізико-механічних і конструктивних властивостей виробів. Однак зварювання таких сплавів істотно ускладнене у зв'язку з високою хімічною активністю титану за умов підвищених температур та особливостями структурних змін і фазових перетворень у шві і в зоні термічного впливу при зварювальному термічному циклі, що призводить до утворення крихких фаз і різного роду дефектів у з'єднанні [1–3].

Для отримання бездефектних зварних швів та високих показників міцності із збереженням задовільної ударної в'язкості необхідно постійно вдосконалювати технологічні процеси виготовлення зварних конструкцій з термічно-зміцнюваних титанових сплавів. Особливо це є важливим під час виготовлення великогабаритних товстостінних осесиметричних елементів конструкції ракетно-космічної та авіаційної техніки зі сплаву BT22, який має високі фізико-механічні властивості у деформованому стані, але і високий вміст β -стабілізаторів у кількості більше ніж 3 %, що призводить до виникнення шкідливих гартувальних явищ у металі зварного шва, утворення крихких фаз та інтерметалідів.

Найбільш перспективним способом отримання товстостінних зварних з'єднань з титанового сплаву ВТ22 є зварювання електронним променем. Цей спосіб відрізняється від дугових методів зварювання високою концентрацією енергії у зоні нагріву, високою проплавляючою здатністю і продуктивністю процесу.

В роботі [4], на основі експериментальних досліджень, встановлено, що у з'єднаннях титанових сплавів ВТ6ч и ВТ20, отриманих електронно-променевим зварюванням (ЕПЗ), із загального числа дефектів найбільшу кількість складають пори (близько 50 %), непровари (близько 19 %), несплавлення (близько 8 %) та підрізи (близько 1 %).

Основними причинами виникнення газових пор під час зварювання титанових сплавів є наявність забруднень і адсорбованої вологи на зварювальних поверхнях, наявність в основному металі газових домішок водню, кисню, азоту [4; 5]. Утворення порожнин у корні шва та інших дефектів залежить від стабільності технологічних параметрів зварювання. Для покращення якості зварного з'єднання пропонується велика кількість технологічних прийомів.

Найбільш вивчені з них при зварюванні однорідних матеріалів: формування шва з обов'язковим повним проплавленням, розгортка і нахил променя, модуляція струму пучка, застосування підкладок, виконання прихваток [6].

На підставі проведеного аналізу можна зробити висновок, що оптимальні режими зварювання і різні технологічні прийоми забезпечують найкращі умови кристалізації металу шва і дозволяють у зварних з'єднаннях титанових сплавів, одержуваних ЕПЗ, знизити кількість і розміри дефектів до рівня допустимих для даного типу зварної конструкції. Однак комплекс технологічних умов зварювання, що забезпечує отримання якісного зварного з'єднання, можна застосовувати тільки для конкретного титанового сплаву заданої товщини.

Метою цієї роботи є визначення технологічних умов отримання бездефектних зварних з'єднань зі сплаву ВТ22, отриманих ЕПЗ, для великогабаритних товстостінних осесиметричних елементів конструкції.

Методика проведення досліджень. Згідно з рекомендаціями до зварювання високоміцних титанових сплавів методом ЕПЗ, наведених у роботах [1; 4–7], зварювальні поверхні зразків оброблювалися до шорсткості не більше ніж 3,2 мкм, деталі зварювались без розділки кромки замковим з'єднанням або на технологічному кільці, під час зварювання використовувався розфокусований промінь зі скануючою коловою розгорткою, зварювання виконувалося у декілька проходів. Після зварювання зразки піддавалися відповідній термічній обробці.

Дослідження проводили на зразках-свідках у вигляді труб з титанового сплаву ВТ22, зварених ЕПЗ і термічно оброблених за прийнятою технологією. Розрізання циліндричних зразків виконувалося сегментами (рис. 1), які потім додатково механічно оброблювалися для дослідження характеристик металу шва, зони термічного впливу та основного металу.

Зразки для випробувань механічних властивостей на розтягнення виготовляли відповідно до ISO 6892-84. Хімічний склад матеріалу зразків після ЕПЗ та термообробки визначався спектральним та аналітичним методами.

Таблиця 1

Хімічний склад деталей з титанового сплаву BT22 після ЕПЗ

Хімічний склад зразків	Вміст елементів, %								
	C	Al	V	Mo	Fe	Si	Cr	Zr	Ti
	0,016	5,30	4,70	4,98	0,95	0,07	1,03	0,05	осн.
Вимоги ОСТ 1-90013-81	< 0,10	4,4–5,7	4,0–5,5	4,0–5,5	0,5–1,5	< 0,15	0,5–1,5	< 0,30	осн.

За результатами хімічного аналізу матеріал деталей відповідає сплаву BT22 згідно з ОСТ 1-90013-81. Вміст водню визначався методом плавлення в атмосфері інертного газу на установці «Лесо» RHEN602. Наявність дефектів у зварному з'єднанні визначали у виробничих умовах металографічним контролем, рентгеноконтролем шва та біляшовної зони, кольоровою дефектоскопією.

Результати досліджень та їх обговорення. Аналіз результатів досліджень механічних властивостей зразків-свідків дозволив встановити, що тимчасовий опір на розтягнення та ударна в'язкість зварного шва і зони термічного впливу є більшими за 950 МПа та $2 \cdot 10^5$ Дж / м², що відповідає вимогам до високонавантажених титанових конструкцій (рис. 2). Вимірювання вмісту водню в матеріалі зразків-свідків виконувалось у зварному шві, біляшовній зоні та основному металі з обох боків від осі з'єднання. Отримані дані показали, що кількість водню на перевищує 0,015 %, вказаного у вимогах ОСТ1-90013-81 (рис. 3).

У зварному з'єднанні з титанового сплаву BT22, що отримано ЕПЗ із відповідною термообробкою, вміст домішок водню нижчий, ніж у основному металі (рис. 3), що пояснюється рафінацією металу під час багатопрхідного процесу зварювання. В результаті досліджень макро- та мікроструктури зразків-свідків встановлено, що зварне з'єднання деталей з титанового сплаву BT22 складається зі зварного шва, біляшовної зони та зони термічного впливу (рис. 4 а, б).

Величина макрозерна в зоні зварного шва відповідає 6 балу, а в біляшовній зоні – 5 балу, згідно з макроструктурами ВІАМ. Ширина зварного шва складає ≈ 5 мм, зона термічного впливу після термообробки – ≈ 45 мм.

В зоні зварного шва (рис. 4 в) мікроструктура матеріалу змінюється від 4 до 8 бала за інструкцією ВІАМ. Мікроструктура в зоні термічного впливу та основного металу відповідає 1(а) типу структур.

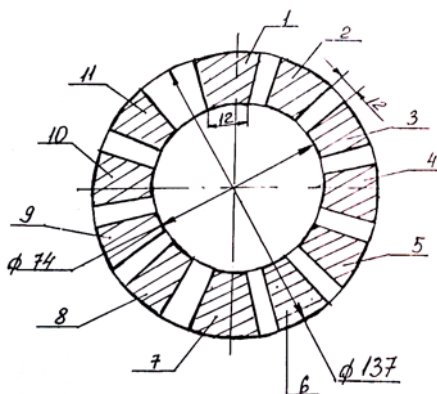
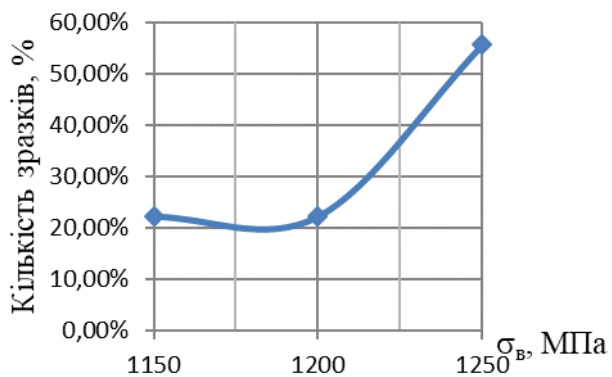
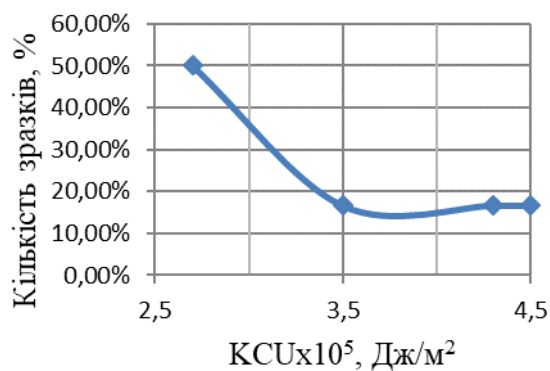


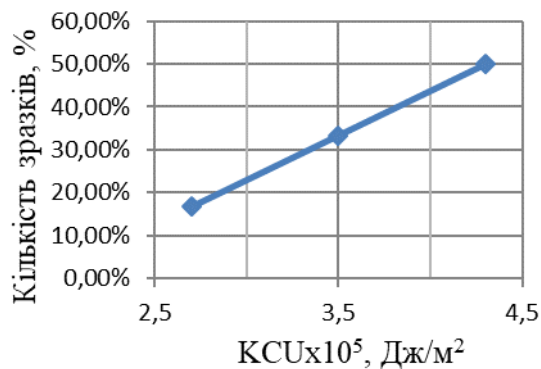
Рис. 1. Схема розрізання зразка-свідка



а



б



в

Рис. 2. Механічні властивості зварних з'єднань зі сплаву ВТ22 після ЕПЗ та термічної обробки:

а – тимчасовий опір на розтягнення, $\sigma_{\text{в}}$; б – ударна в'язкість у зварному шві;
в – ударна в'язкість у біляшовній зоні

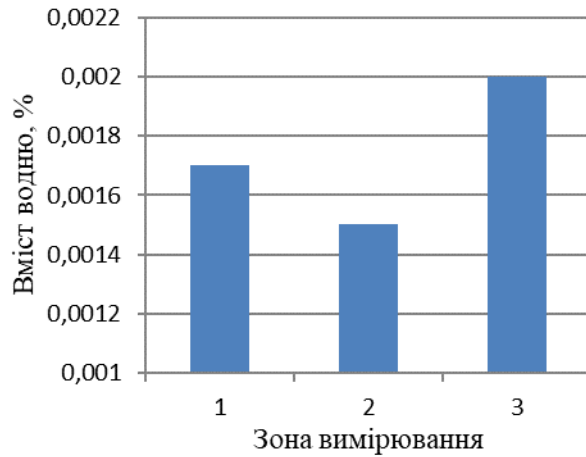


Рис. 3. Вміст водню:
1 – метал шва; 2 – біляшовна зона; 3 – основний метал

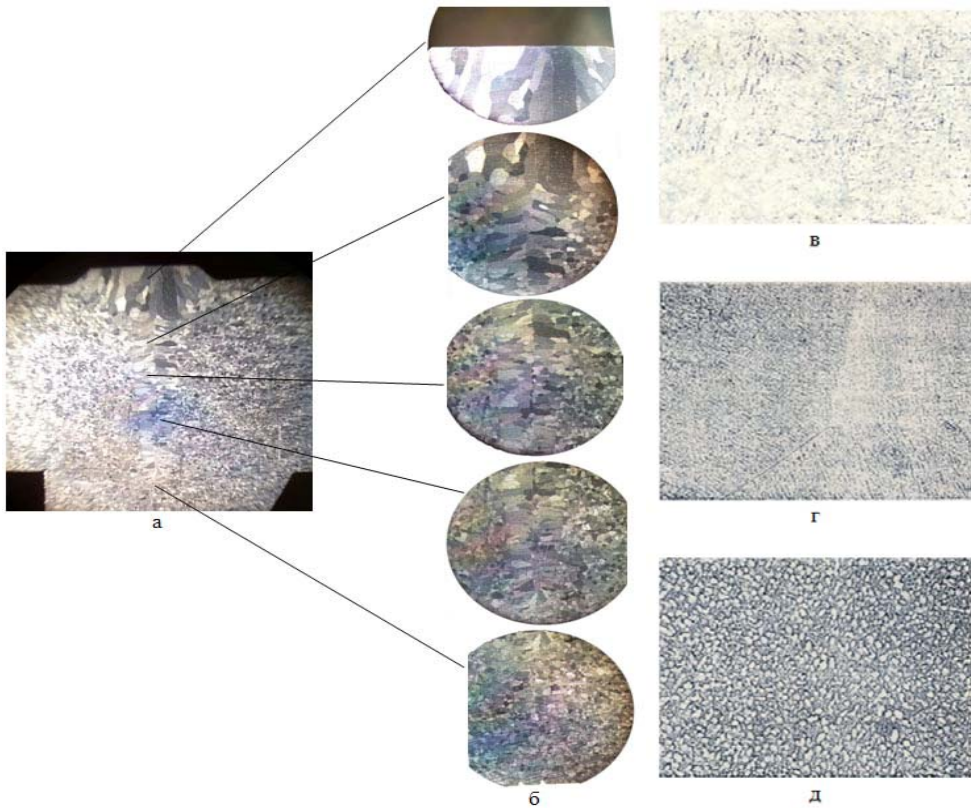


Рис. 4. Макро- та мікроструктура зварного з'єднання деталей з титанового сплаву ВТ22:
а – макроструктура зварного шва (x 3,6); б – макроструктура зварного шва по зонах (x 6,5); в, г, д – мікроструктура шва, зони термічного впливу та основного металу, відповідно (x 500)

На основі отриманих даних по розміру зерна та досліджень структури α - та β -фаз по зонах зварного з'єднання встановлено, що метал шва має пластинчасту структуру швидко охолодженого литого металу мартенситного типу (рис. 4 а). Форма зерна є різною в кожній зоні зварного з'єднання. Також у центрі шва (рис. 4 а, б) зазначено змінення орієнтації зерен під час кристалізації, що пов'язано з направленим швидким тепловідводом. В зоні термічного впливу (рис. 4 в) зерна мікроструктури мають витягнуту форму, орієнтовану в межах макрозерна, але є різноспрямованими у загальній структурі металу, що дозволяє отримати потрібний комплекс фізико-механічних властивостей зварного з'єднання з титанового сплаву ВТ22. Це пов'язано з особливостями технології термічної обробки зварного шва, яка складається з декількох етапів нагріву та охолодження. Аналіз макро- та мікроструктури групи зразків зварних з'єднань деталей зі сплаву ВТ22, отриманих за прийнятою технологією, не виявив пор, непроварів, несплавлень та підрізів. Але у поодиноких випадках у структурі зварного шва присутні пори, порожнини та несплавлення в корені шва (рис. 5), які можуть утворюватися внаслідок нестабільності потужності електронного променя, що призводить до переміщення рідкої фази в корінь шва та закриття парогазового каналу з утворенням порожнин, пор та інших дефектів у корені шва.

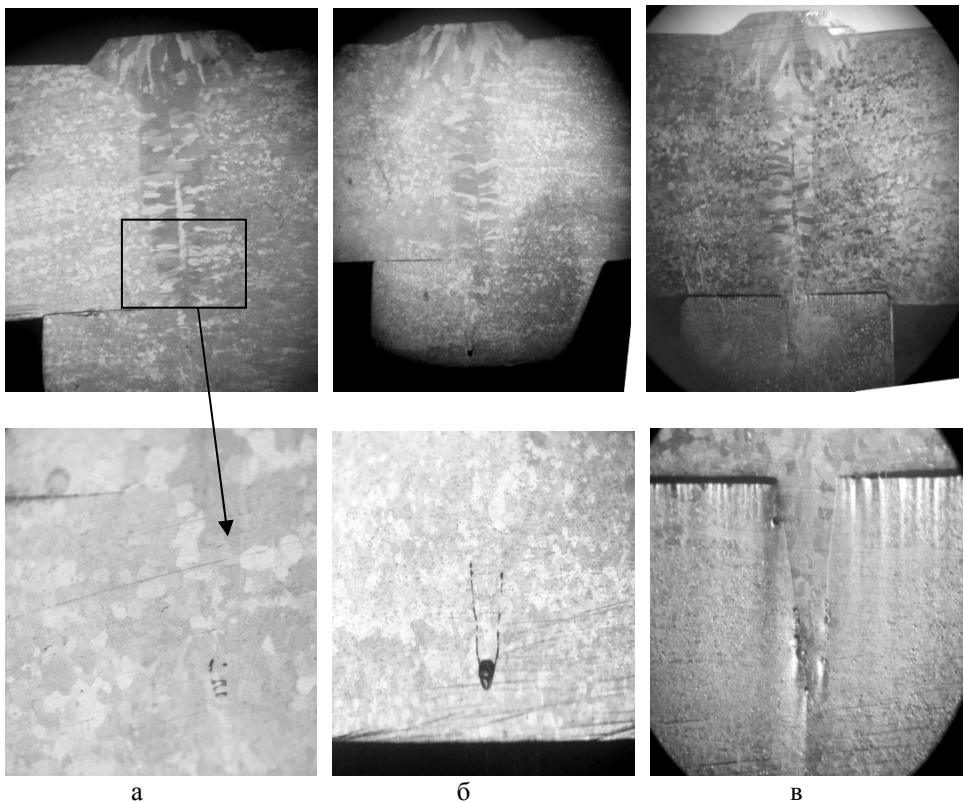


Рис. 5. Макроструктура зварного з'єднання деталей з титанового сплаву ВТ22 з дефектами в корені шва:
а – пори плоскі; б – несплавлення, порожнина; в – пори у вигляді дрібних бульбашок

Згідно з прийнятою технологією, зварювання циліндричних деталей відбувається з використанням технологічного підкладного кільця або замковим швом, що дозволяє вивести вказані кореневі дефекти у технологічну оснастку, яка видаляється у готовому виробі. Тобто вказані дефекти не впливають на якість з'єднання деталей та не знижують його експлуатаційні показники. Але під час великого діапазону змінення режимів зварювання положення, кількість та вид дефектів можуть бути непрогнозованими і призвести до їх появи у конструкційному з'єднанні та виробничому браку. В зв'язку з цим контроль та стабільність режимів ЕПЗ необхідно забезпечити у певному діапазоні параметрів, які забезпечать потрібні умови формування зварного з'єднання.

Відповідно до виробничих вимог, також виконано рентгеноконтроль і кольорову дефектоскопію шва та біляшовної зони, за якими дефектів не виявлено і якість зварного з'єднання відповідає вимогам конструкторської документації та керівному технічному матеріалу до ЕПЗ титанових сплавів.

Висновки. За результатами проведених досліджень встановлено, що технологія виготовлення зварних великогабаритних товстостінних осесиметричних елементів конструкції ракетно-космічної та авіаційної техніки зі сплаву ВТ22 складається з ЕПЗ та відповідної термічної обробки зони з'єднання. ЕПЗ деталей вказаної форми виконується з використанням таких технологічних прийомів, як використання технологічного підкладного кільця, розфокусованого електронного променя зі скануючою коловою розгорткою, багатопрохідність процесу зварювання.

Для забезпечення під час ЕПЗ потрібних умов формування бездефектного зварного з'єднання деталей з титанового сплаву ВТ22 необхідно забезпечити стабільність параметрів у певному діапазоні, що дозволить прогнозувати виникнення та виведення можливих дефектів у технологічну оснастку та отримати мінімальну кількість виробничого браку.

Прийнята технологія дозволяє отримати бездефектні зварні з'єднання зі сплаву ВТ22 з такими характеристиками міцності: тимчасовий опір на розтягнення $\sigma_b > 950$ МПа; ударна в'язкість $a > 2 \cdot 10^5$ Дж / м², що відповідає вимогам до високонавантажених титанових конструкцій.

Бібліографічні посилання

1. **Гуревич С. М.** Металлургия и технология сварки титана и его сплавов / С. М. Гуревич, В. Н. Замков, В. Е. Блащук и др. – 2-е изд., доп. и перераб. – К. : Наук. думка, 1986. – С. 240.

2. **Карпович Е. В.** Способы получения крупногабаритных осесимметричных изделий из высокопрочных титановых сплавов / Е. В. Карпович, В. Г. Бессалый // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. – Д. : Пороги, 2010. – Т. X. – С. 30–40. – ISBN 978-617-518-102-7.

3. **Ахонин С. В.** Свойства соединений высокопрочного титанового сплава Т110, выполненных сваркой плавлением / С. В. Ахонин, В. Ю. Белоус, С. Л. Антонюк и др. // Автоматическая сварка. – 2014. – № 1. – С. 54–57.

4. **Кузнецов А. А.** Формирование металла шва при электронно-лучевой сварке конструкций из титановых сплавов / А. А. Кузнецов, П. В. Череповский, В. И. Муравьев // Сварка и диагностика. – 2010. – № 4. – С. 27–30. – ISSN 2071-5234.

5. **Назаренко О. К.** Электронно-лучевая сварка / О. К. Назаренко, А. А. Кайдалов, С. Н. Ковбасенко и др. ; под ред. Б. Е. Патона. – К. : Наукова думка, 1987. – 256 с.

6. Сварка. Резка. Контроль : справочник: в 2-х томах / под общ. ред. Н. П. Алешина, Г. Г. Чернышова. – М. : Машиностроение, 2004. Т. 1 / Н. П. Алешин, Г. Г. Чернышов, Э. А. Гладков и др. – 624 с. – ISBN 5-217-03263-4 (Т. 1), ISBN 5-217-03262-6.

7. **Карпович Е. В.** Определение диаметра круговых колебаний электронного луча при сварке цилиндрических деталей из титановых сплавов / Е. В. Карпович, С. А. Чернецкий, Е. А. Джур, В. Г. Бессалый // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки : зб. наук. пр. – Д. : Пороги, 2011. – Т. XI. – С. 79–88. – ISBN 978-617-518-167-6.

Надійшла до редколегії 27.06.2017

УДК 629.78

О. В. Луць, А. А. Манойленко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ УГЛОВЫХ МАНЕВРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ СТЕРЕОСЪЕМКИ УЧАСТКОВ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Предложена методика расчета параметров программного углового движения космического аппарата (КА) в трассовом стереоскопическом режиме съемки участков поверхности Земли, расположенных на заданном расстоянии от следа трассы КА.

Ключевые слова: космический аппарат, стереосъемка, угловое движение.

Запропоновано методику розрахунку параметрів програмного кутового руху космічного апарата (КА) в трасовому стереоскопічному режимі зйомки ділянок поверхні Землі, розташованих на заданій відстані від сліду траси КА.

Ключові слова: космічний апарат, стереозйомка, кутовий рух.

The method of calculating the parameters of the spacecraft angular motion while shooting the Earth's surface, located at a predetermined distance from the track satellites route, in stereoscopic mode.

Keywords: spacecraft, stereo imaging, angular motion.

Введение. При помощи дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из космоса можно решать ряд задач, например, определять высоты объектов, расположенных на Земле, по информации, полученной от КА. В этом случае обрабатывают снимки одного и того же участка поверхности Земли, полученные при его съемке под разными углами отклонения КА от направления в надири (стереопары).

Постановка задачи. Требуется получить математическую модель, по которой, задав необходимые исходные данные, можно рассчитать программные углы отклонений КА по тангажу, крену и рысканию, угловые скорости и угловые ускорения КА в этих каналах управления, обеспечивающие требуемый режим стереосъемки.

Исходные положения и допущения [3; 4]. При разработке методики расчета параметров программного углового движения КА вокруг центра масс учитывались следующие исходные положения и допущения:

– время отсчитывается от момента прохождения КА восходящего узла витка орбиты, на котором производится съемка;

- стереоізображення участка поверхності Землі формується путем послідовального отримання двох ізображень участка із різних точок одного і того ж витка орбіти КА;
- при розрахунок параметрів кутових маневрів КА враховується зміщення знімаемого участка відносно траси за рахунок вращення Землі;
- при розрахунок часу отримання кожного ізображення складаючої лінійної швидкості руху КА відносно знімаемого участка за рахунок вращення Землі приймається постійною;
- кожне ізображення участка формується за рахунок орбітального руху КА путем послідовального отримання рядків ізображення з допомогою лінійки чутливих елементів оптичної корисної навантаження КА;
- оптична корисна навантаження КА жорстко пов'язана з корпусом КА, а її наведення для виконання стереозйомки участка Землі здійснюється за рахунок виконання програмного руху КА навколо центра мас;
- при отриманні кожного ізображення стереопари програмні кути орієнтації КА по тангажу, крену, рысканню залишаються постійними;
- модель Землі представляє собою сферу радіусом $R_Z = 6371$ км;
- вращення Землі навколо своєї осі відбувається з постійною кутовою швидкістю $\omega_Z = 7,29211 \cdot 10^{-5}$ рад / с;
- рух центра мас КА по орбіті приймається рівномірним;
- управління КА оптимальне по часу, процес перенацілювання КА відбувається без коливань і затухань.

Исходные данные. Для розрахунок параметрів програмного кутового руху КА навколо центра мас при проведенні трасової стереозйомки участка Землі використовуються наступні вихідні дані:

h – висота орбіти КА;

i – нахил орбіти КА;

u – аргумент широти КА в висхідному вузлі орбіти;

Lu – довжина знімаемого участка Землі;

δ_z – географічна широта центра знімаемого участка Землі;

p – відстань від сліду траси КА (СТ) до центра участка Землі ("+" в разі, коли центр участка розташований зліва відносно СТ КА або на СТ КА, "-" в разі, коли центр участка Землі розташований справа відносно СТ КА);

$\vartheta = \{\vartheta_i\}$ – масив дискретних значень кута відхилення КА по тангажу;

$t = \{t_i\}$ – масив дискретних значень часу перенацілювання КА по тангажу.

Основные выражения, используемые для проведения численных расчетов [1; 2]:

1) Час перенацілювання КА в каналі тангажу, відповідний потрібному куту перенацілювання:

$$W(q) = \text{interp}(\text{CSW}, \vartheta, t, X(q)), \quad (1)$$

де $q = (0 \text{ deg}, 0,001 \text{ deg}, 70 \text{ deg})$ – значення кута тангажу від 0 до 70 градусів дискретністю 0,001 градус;

$\text{CSW} = \text{pspline}(\vartheta, t)$ – апроксимуюча функція дискретних значень кута перенацілювання КА в каналі тангажу від часу перенацілювання.

Стандартна функція CSW повертає вектор коефіцієнтів вторих похідних для апроксимуючої кривої кута тангажу, який використовується в стандартній функції "interp".

Аргументи ϑ і t повинні бути вещественними векторами однакової довжини. Значення в масиві ϑ повинні бути вещественними і розташованими в порядку зростання.

Функция "pspline" генерирует кривую сплайна, которая приближается к параболе в граничных точках.

Функция $W(q)$ возвращает интерполируемое значение угла q , соответствующее аргументу $X(q)$.

Вектор CSW формируется на основе векторов данных ϑ и t функции "pspline".

2) Аргумент широты КА в восходящем узле орбиты:

$$u_z = \pi - \arcsin\left(\frac{\sin(\delta_z)}{\sin(I)}\right) \quad (2)$$

3) Расстояние от центра Земли до центра масс КА:

$$r = Rz + h \quad (3)$$

4) Скорость вращения Земли относительно орбиты КА:

$$\omega = -\omega_z \quad (4)$$

5) Угловая скорость орбитального движения КА:

$$du = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}, \quad (5)$$

где $\mu = 3,986005 \cdot 10^{14} \text{ м}^3 / \text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли.

6) Линейная скорость движения центра масс КА:

$$V_{ka} = du \cdot r \quad (6)$$

7) Угол между касательной к трассе КА и плоскостью орбиты:

$$Ad = \arctg\left(\frac{\omega_z \sin(I) \cos(u_z)}{du - \omega_z \cos(I)}\right) \quad (7)$$

8) Линейная скорость движения подспутниковой точки:

$$V_c = du \cdot \frac{Rz}{\cos(Ad)} \quad (8)$$

9) Момент времени, соответствующий минимальному угловому расстоянию между радиус-векторами центра масс КА и центра снимаемого участка Земли:

$$t_z = \frac{(u_z - u)}{du} \quad (9)$$

10) Время съемки участка Земли:

$$\delta t = \frac{Lu}{V_c} \quad (10)$$

11) Угол, на который необходимо повернуть КА по тангажу, чтобы обеспечить съемку участка Земли заданной длины:

$$\text{pitch} = \text{root}\left[\frac{[-Lu + 2 \cdot Rz \cdot (\arcsin\left(\frac{h + Rz}{Rz} \cdot \sin(x)\right) - x)]}{V_c} - W(2 \cdot x), x\right], \quad (11)$$

где root – оператор нахождения корня уравнения; x – аргумент уравнения; $W(2 \cdot x)$ – функция, описывающая зависимость изменения времени поворота КА по тангажу от угла тангажа. Здесь аргумент удваивается ($2 \cdot x$), так как перенацеливание КА осуществляется по тангажу на угол от "- 9°" до "+ 9°".

12) Угол, на который необходимо повернуть КА по крену, чтобы обеспечить съемку участка Земли:

$$P = \arctg \left(Rz \cdot \frac{\sin\left(\frac{P}{Rz}\right)}{r - Rz \cdot \cos\left(\frac{P}{Rz}\right)} \right) \quad (12)$$

13) Время съёмки участка Земли, необходимое для получения первого снимка стереопары:

$$T_1 = \delta t \quad (13)$$

14) Время перенацеливания КА, необходимое для получения второго снимка стереопары:

$$T_2 = W(2 \cdot x) \quad (14)$$

15) Время съёмки участка Земли, необходимое для получения второго снимка стереопары:

$$T_3 = \delta t \quad (15)$$

16) Время стереосъёмки:

$$ts = 2 \cdot \delta t + T_2 \quad (16)$$

17) Время начала съёмки участка Земли для получения первого снимка стереопары, отсчитываемое от момента прохождения КА восходящего узла траектории:

$$tn1 = t_z - \frac{ts}{2} \quad (17)$$

18) Время окончания съёмки участка Земли для получения первого снимка стереопары, отсчитываемое от момента прохождения КА восходящего узла траектории:

$$tk1 = tn1 + \delta t \quad (18)$$

19) Время окончания съёмки участка Земли для получения второго снимка стереопары, отсчитываемое от момента прохождения КА восходящего узла траектории:

$$tk2 = t_z + \frac{ts}{2} \quad (19)$$

20) Время начала съёмки участка Земли для получения второго снимка стереопары, отсчитываемое от момента прохождения КА восходящего узла траектории:

$$tn2 = tk2 - \delta t \quad (20)$$

21) Количество точек численного расчета, необходимое для получения каждого изображения стереосъёмки:

$$m = \frac{Lu}{100} \quad (21)$$

22) Шаг между точками численного расчета:

$$c_n = 100 \cdot n, \quad n = 1..m \quad (22)$$

23) Время, необходимое для прохождения пути КА от начала снимаемого участка до n -ой точки съёмки:

$$t1_n = \frac{c_n - 100}{Vc} \quad (23)$$

24) Аргумент широты КА на широте начала съёмки участка:

$$ud0_n = du \cdot (t1_n + t_z - \frac{ts}{2}) \quad (24)$$

25) Координаты центра проекции n -й строки изображения в связанной системе координат:

$$AL = \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ Rz \end{vmatrix}, RR = \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ r \end{vmatrix} \quad (25)$$

26) Координаты центра проекции n -й строки изображения в относительной орбитальной системе координат:

$$ARC = AL - RR \quad (26)$$

27) Угол между касательной к трассе КА и плоскостью орбиты КА в момент времени t_n :

$$\Delta Ad_n = \arctg[\omega z \cdot \sin(I) \cdot \frac{\cos(ud0_n)}{(du - \omega z \cdot \cos(I))}] \quad (27)$$

28) Матрица перехода от относительной орбитальной системы координат к орбитальной системе координат в момент времени t_n :

$$AOC_n = \begin{vmatrix} \cos(\Delta Ad_n) & -\sin(\Delta Ad_n) & 0 \\ \sin(\Delta Ad_n) & \cos(\Delta Ad_n) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot ARC \quad (28)$$

29) Гринвичская долгота восходящего узла орбиты КА в момент времени t_n :

$$\lambda\Omega_n = \omega \cdot (t_z - \frac{ts}{2} + t_n) \quad (29)$$

30) Компоненты матрицы перехода от орбитальной системы координат к гринвичской системе координат:

$$B1_n = \begin{vmatrix} \cos(\lambda\Omega_n) & \sin(\lambda\Omega_n) & 0 \\ -\sin(\lambda\Omega_n) & \cos(\lambda\Omega_n) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \quad (30)$$

$$B2_n = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(I) & \sin(I) \\ 0 & -\sin(I) & \cos(I) \end{vmatrix}, \quad (31)$$

$$B3_n = \begin{vmatrix} \cos(ud0_n) & \sin(ud0_n) & 0 \\ -\sin(ud0_n) & \cos(ud0_n) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \quad (32)$$

$$B4_n = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\frac{\pi}{2}) & \sin(\frac{\pi}{2}) \\ 0 & -\sin(\frac{\pi}{2}) & \cos(\frac{\pi}{2}) \end{vmatrix}, \quad (33)$$

$$B5_n = \begin{vmatrix} \cos(\frac{\pi}{2}) & 0 & -\sin(\frac{\pi}{2}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\frac{\pi}{2}) & 0 & \cos(\frac{\pi}{2}) \end{vmatrix}, \quad (34)$$

$$Bt_n = B5_n \cdot B4_n \cdot B3_n \cdot B2_n \cdot B1_n, \quad (35)$$

$$AGC_n = Bt_n^T \cdot (AOC_n + RR), \quad (36)$$

$$B6_n = \begin{vmatrix} \cos(\lambda\Omega_{(n,j)}) & \sin(\lambda\Omega_{(n,j)}) & 0 \\ -\sin(\lambda\Omega_{(n,j)}) & \cos(\lambda\Omega_{(n,j)}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \quad (37)$$

$$B7_{(n,j)} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(I) & \sin(I) \\ 0 & -\sin(I) & \cos(I) \end{vmatrix}, \quad (38)$$

$$B8_{(n,j)} = \begin{vmatrix} \cos(U1_{(n,j)}) & \sin(U1_{(n,j)}) & 0 \\ -\sin(U1_{(n,j)}) & \cos(U1_{(n,j)}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \quad (39)$$

$$B9_{(n,j)} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\frac{\pi}{2}) & \sin(\frac{\pi}{2}) \\ 0 & -\sin(\frac{\pi}{2}) & \cos(\frac{\pi}{2}) \end{vmatrix}, \quad (40)$$

$$B10_{(n,j)} = \begin{vmatrix} \cos(\frac{\pi}{2}) & 0 & -\sin(\frac{\pi}{2}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\frac{\pi}{2}) & 0 & \cos(\frac{\pi}{2}) \end{vmatrix}, \quad (41)$$

$$Bt_{(n,j)} = B10_{(n,j)} \cdot B9_{(n,j)} \cdot B8_{(n,j)} \cdot B7_{(n,j)} \cdot B6_{(n,j)}, \quad (42)$$

$$\begin{pmatrix} X_{\text{ oij}_{(n,j)}} \\ Y_{\text{ oij}_{(n,j)}} \\ Z_{\text{ oij}_{(n,j)}} \end{pmatrix} = B_{(n,j)} \cdot AGC_n - RR \quad (43)$$

31) Аргумент широты КА в момент времени t_n :

$$U1_{(n,j)} = tt2_{(n,j)} \cdot du \quad (44)$$

где $j = 0, 1$ – индекс (номер) первого и второго снимков соответственно.

32) Геоцентрическая широта КА в момент времени t_n :

$$\varphi_{ka_{(n,j)}} = \arcsin[\sin(U1_{(n,j)}) \cdot \sin(I)] \quad (45)$$

33) Время начала съемки для получения первого и второго изображений стереопары:

$$tt2_{(n,j)} = t1_n + tz - \frac{ts}{2} + (2 \cdot j - 1) \cdot \left(\frac{ts}{2} - \frac{\delta t}{2}\right) \quad (46)$$

34) Гринвичская долгота восходящего узла орбиты КА в момент времени t_n :

$$\lambda\Omega_{(n,j)} = \omega \cdot tt2_{(n,j)} \quad (47)$$

35) Угол ориентации КА по тангажу:

$$\vartheta_{(n,j)} = \arctg\left(\frac{X_{\text{ oij}_{(n,j)}}}{Z_{\text{ oij}_{(n,j)}}}\right) \quad (48)$$

где X, Y, Z – координаты центра масс КА.

36) Скорости изменения координат центра масс КА:

$$DX_{\text{ oij}_{(n,j)}} = \omega \cdot [Y_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \sin(i) \cdot \sin(U1_{(n,j)}) - (Z_{\text{ oij}_{(n,j)}}) \cdot \cos(i)] - du \cdot [Z_{\text{ oij}_{(n,j)}}] \quad (49)$$

$$DY_{\text{ oij}_{(n,j)}} = \omega \cdot [(Z_{\text{ oij}_{(n,j)}}) \cdot \sin(i) \cdot \cos(U1_{(n,j)}) - X_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \sin(i) \cdot \sin[U1_{(n,j)}]] \quad (50)$$

$$DZ_{\text{ oij}_{(n,j)}} = \omega \cdot [X_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \cos(i) - Y_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \sin(i) \cdot \cos(U1_{(n,j)})] + du X_{\text{ oij}_{(n,j)}} \quad (51)$$

37) Угол ориентации КА по крену:

$$\varphi_{(n,j)} = \arctg\left[-\frac{Y_{\text{ oij}_{(n,j)}}}{Z_{\text{ oij}_{(n,j)}}} \cdot \cos(\vartheta_{(n,j)})\right] + P \quad (52)$$

где P – угол, соответствующий расстоянию от СТ КА до центра снимаемого участка Земли.

38) Угол ориентации КА по рысканию:

$$\Psi_{(n,j)} = \frac{DX_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \sin(\vartheta_{(n,j)}) \cdot \sin(\varphi_{(n,j)}) + DY_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \cos(\varphi_{(n,j)}) + DZ_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \cos(\vartheta_{(n,j)}) \cdot \sin(\varphi_{(n,j)})}{DX_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \cos(\vartheta_{(n,j)}) - DZ_{\text{ oij}_{(n,j)}} \cdot \sin(\vartheta_{(n,j)})} \quad (53)$$

39) Угловая скорость КА по рысканию:

$$d\psi(n, j) = \frac{\psi(n, j) - \psi(n - 1, j)}{\Delta t} \quad (54)$$

40) Угловое ускорение КА по рысканию:

$$dd\psi(n, j) = \frac{d\psi(n, j) - d\psi(n - 1, j)}{\Delta t} \quad (55)$$

41) Время перенацеливания КА с шагом, равным 1 с:

$$t_0 = tk1, tk1 + 1..tn2 \quad (56)$$

42) Начальная угловая скорость КА по тангажу:

$$dO_{-n} = \frac{d\Theta_{(m,0)}}{dtk1} \quad (57)$$

43) Конечная угловая скорость КА по тангажу:

$$dO_{-k} = \frac{d\Theta_{(1,1)}}{dtn2} \quad (58)$$

44) Угловое ускорение КА по тангажу:

$$\text{if } tv \leq (tk1 + \frac{T_2}{2}), \text{ then } \frac{4 \cdot (\Theta_{(1,1)} - \Theta_{(m,0)})}{T_2^2} - \frac{dO_{-k} + 3 \cdot dO_{-n}}{T_2}$$

$$\text{else } -\frac{4 \cdot (\Theta_{(1,1)} - \Theta_{(m,0)})}{T_2^2} + \frac{3 \cdot dO_{-k} + dO_{-n}}{T_2} \quad (59)$$

45) Угловая скорость КА по тангажу на середине участка перенацеливания:

$$dOS = dO_{-n} + ddO(tk1) \cdot (tr_{-2} - tk1) \quad (60)$$

46) Угол ориентации КА по тангажу на середине участка перенацеливания:

$$OS = \Theta_{(m,0)} + dO_{-n} \cdot (\frac{T_2}{2}) + \frac{ddO(tk1) \cdot (\frac{T_2}{2})^2}{2} \quad (61)$$

47) Угловая скорость перенацеливания КА по тангажу на середине участка перенацеливания:

$$\text{if } tv \leq (tk1 + \frac{tr}{2}), \text{ then } dO_{-n} + ddO(tv) \cdot (tv - tk1)$$

$$\text{else } dOS + ddO(tv) \cdot (tv - tr_{-2}) \quad (62)$$

48) Угол перенацеливания КА по тангажу на середине участка перенацеливания:

$$\text{if } tv \leq (tk1 + \frac{tr}{2}), \text{ then } \Theta_{(m,0)} + dO_{-n} \cdot (tv - tk1) + \frac{ddO(tv - tk1)^2}{2}$$

$$\text{else } OS + dOS(tv - tr_{-2}) + \frac{ddO(tv) \cdot (tv - tr_{-2})^2}{2} \quad (63)$$

49) Начальная угловая скорость КА по крену:

$$d\Phi_{-n} = \frac{d\varphi_{(m,0)}}{dtk1} \quad (64)$$

50) Конечная угловая скорость КА по крену:

$$d\Phi_{-k} = \frac{d\varphi_{(1,1)}}{dtn2} \quad (65)$$

51) Угловое ускорение КА по крену:

$$\text{if } tv \leq (tk1 + \frac{T_2}{2}), \text{ then } \frac{4 \cdot (\varphi_{(1,1)} - \varphi_{(m,0)})}{T_2^2} - \frac{d\Phi_{-k} + 3 \cdot d\Phi_{-n}}{T_2}$$

$$\text{else } -\frac{4 \cdot (\varphi_{(1,1)} - \varphi_{(m,0)})}{T_2^2} + \frac{3 \cdot d\Phi_{-k} + d\Phi_{-n}}{T_2} \quad (66)$$

52) Угловая скорость КА по крену на середине участка перенацеливания:

$$d\Phi S = d\Phi_{-n} + dd\Phi(tk1) \cdot (tr_{-2} - tk1) \quad (67)$$

53) Угол ориентации КА по крену на середине участка перенацеливания:

$$\Phi S = \varphi_{(m,0)} + d\Phi_{-n} \cdot \left(\frac{tr}{2}\right) + \frac{dd\Phi(tk1) \cdot \left(\frac{tr}{2}\right)^2}{2} \quad (68)$$

54) Угловая скорость перенацеливания КА по крену на середине участка перенацеливания:

$$\text{if } tv \leq \left(tk1 + \frac{tr}{2}\right), \text{ then } d\Phi_{-n} + dd\Phi(tv) \cdot (tv - tk1)$$

$$\text{else } d\Phi S + dd\Phi(tv) \cdot (tv - tr_{-2}) \quad (69)$$

55) Угол перенацеливания КА по крену на середине участка перенацеливания:

$$\text{if } tv \leq \left(tk1 + \frac{tr}{2}\right), \text{ then } \varphi_{(m,0)} + d\Phi_{-n} \cdot (tv - tk1) + \frac{dd\Phi(tv - tk1)^2}{2}$$

$$\text{else } \Phi S + d\Phi S(tv - tr_{-2}) + \frac{dd\Phi(tv) \cdot (tv - tr_{-2})^2}{2} \quad (70)$$

56) Начальная угловая скорость КА по рысканию:

$$d\Psi_{-n} = d\Psi_{(m,0)} \quad (71)$$

57) Конечная угловая скорость КА по рысканию:

$$d\Psi_{-k} = d\Psi_{(2,1)} \quad (72)$$

58) Угловое ускорение КА по рысканию:

$$\text{if } tv \leq \left(tk1 + \frac{T_2}{2}\right), \text{ then } \frac{4 \cdot (\Psi_{(2,1)} - \Psi_{(m,0)})}{T_2^2} - \frac{d\Psi_{-k} + 3 \cdot d\Psi_{-n}}{T_2}$$

$$\text{else } -\frac{4 \cdot (\Psi_{(2,1)} - \Psi_{(m,0)})}{T_2^2} + \frac{3 \cdot d\Psi_{-k} + d\Psi_{-n}}{T_2} \quad (73)$$

59) Угловая скорость КА по рысканию на середине участка перенацеливания:

$$d\Psi S = d\Psi_{-n} + dd\Psi(tk1) \cdot (tr_{-2} - tk1) \quad (74)$$

60) Угол ориентации КА по рысканию на середине участка перенацеливания:

$$\Psi S = \psi_{(m,0)} + d\Psi_{-n} \cdot \left(\frac{T_2}{2}\right) + \frac{dd\Psi(tk1) \cdot \left(\frac{T_2}{2}\right)^2}{2} \quad (75)$$

61) Угловая скорость перенацеливания КА по рысканию на середине участка перенацеливания:

$$\text{if } tv \leq \left(tk1 + \frac{tr}{2}\right), \text{ then } d\Psi_{-n} + dd\Psi(tv) \cdot (tv - tk1)$$

$$\text{else } d\Psi S + dd\Psi(tv) \cdot (tv - tr_{-2}) \quad (76)$$

62) Угол перенацеливания КА по рысканию на середине участка перенацеливания:

$$\begin{aligned} & \text{if } tv \leq (tk1 + \frac{T_2}{2}), \text{ then } \Psi_{(m,0)} + d\Psi_{-n} \cdot (tv - tk1) + \frac{dd\Psi(tv - tk1)^2}{2} \\ & \text{else } \Psi_S + d\Psi_S(tv - tr_{-2}) + \frac{dd\Psi(tv) \cdot (tv - tr_{-2})^2}{2} \end{aligned} \quad (77)$$

Результаты моделирования. С использованием выражений, приведенных выше, проведено численное моделирование в среде MathCAD процесса стереосъемки участка Земли.

На рис. 1 представлена зависимость максимальной длины снимаемого участка Земли от географической широты центра снимаемого участка и расстояния от центра участка до СТ КА.

Расчеты проведены для следующих условий:

- высота орбиты КА – 650 км;
- наклонение орбиты КА – 98 град.;
- аргумент широты КА в восходящем узле орбиты – 60 град.;
- время перенацеливания КА в канале тангажа на 70 градусов – 45 с;
- длина снимаемого участка – от 20 км до 650 км;
- расстояние от СТ КА до центра снимаемого участка – от 0 до 450 км;
- географическая широта центра снимаемого участка – от 0 до $\pi - i$ град.

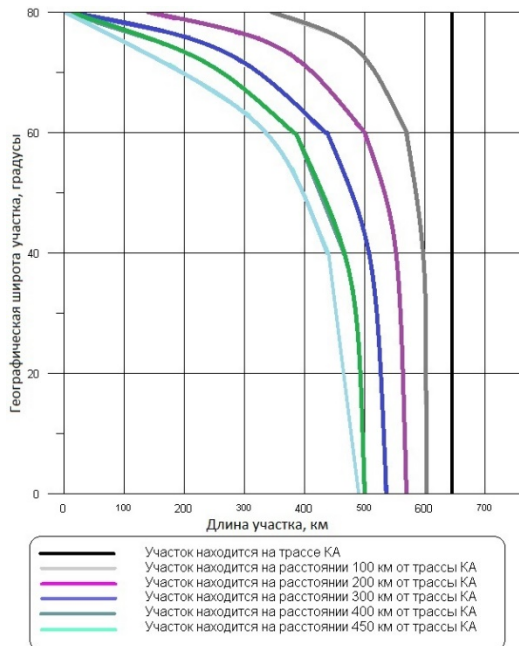


Рис. 1. Зависимость максимальной длины снимаемого участка Земли от географической широты центра участка и расстояния от центра участка до СТ КА

Из рис. 1 следует, что максимальная длина снимаемого участка зависит от географической широты центра этого участка и расстояния от центра участка до СТ КА. Очевидно, что в случае расположения участка на трассе КА географическая широта центра этого участка не влияет на максимальную длину

снимаемого участка, а длина участка ограничивается лишь угловой скоростью перенацеливания КА.

В случае расположения участка на некотором расстоянии от следа трассы КА (особенно это заметно при расположении участка на географической широте более 45 град.):

- угол между СТ КА и географической параллелью, на которой расположен снимаемый участок Земли, уменьшается;
- вектор линейной скорости движения поверхности Земли и вектор орбитальной скорости КА стремятся быть параллельными, что достигается на широте участка $\pi - i$ град, но направлены они в противоположные стороны.

Можно сделать вывод также о том, что чем больше географическая широта участка и чем больше расстояние от участка до следа трассы КА, тем меньшей длины участок можно снять в режиме стереосъемки.

В частности, если участок расположен на расстоянии 450 км от следа трассы, то максимальная географическая широта участка, позволяющая провести стереосъемку, составит 76 град (для участка длиной 50 км). На широте участка близкой к $\pi - i$ град стереосъемку участка осуществить невозможно.

На рис. 2 представлена зависимость программного угла поворота КА по крену от расстояния между центром участка и СТ КА.

Расчеты проведены для случая расположения снимаемого участка слева и справа от СТ КА при следующих условиях:

- высота орбиты КА – 650 км;
- наклонение орбиты КА – 98 град.;
- аргумент широты КА в восходящем узле орбиты – 60 град.;
- время перенацеливания КА в канале тангажа на 70 градусов – 45 с;
- длина снимаемого участка – 400 км;
- расстояние от СТ КА до центра снимаемого участка: от – 440 км до + 440 км;
- географическая широта центра участка – 45 град.

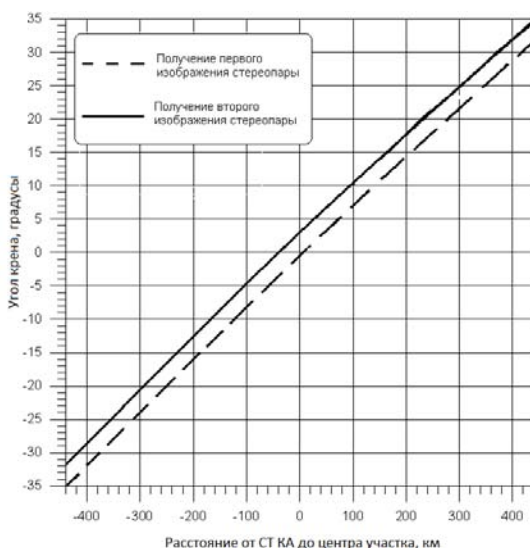


Рис. 2. Зависимость программного угла поворота КА по крену от расстояния между центром участка и СТ КА

Следует учитывать, что за счет вращения Земли в течение времени съемки участка для получения первого изображения стереопары и перенацеливания КА участок сместится в сторону от трассы КА (когда участок

расположен слева от трассы КА) или в сторону трассы КА (когда участок расположен справа от трассы КА). Поэтому программный угол ориентации КА по крену для получения второго изображения стереопары должен быть меньше, чем для первого изображения, когда участок расположен справа от трассы КА, и больше, чем для первого изображения, когда участок расположен слева от трассы КА.

Расчеты, результаты которых приведены на рис. 3–5, выполнены при следующих условиях:

- высота орбиты КА – 650 км;
- наклонение орбиты КА – 98 град.;
- аргумент широты КА в восходящем узле орбиты – 60 град.;
- время перенацеливания КА в канале тангажа на 70 градусов – 45 с;
- длина снимаемого участка – 550 км;
- расстояние от СТ КА до центра снимаемого участка – 200 км;
- географическая широта центра участка – 45 град.

На рис. 3–5 представлены зависимости программных значений угла ориентации КА по тангажу, угловой скорости и угловому ускорению от времени. В каналах крена и рыскания зависимости имеют аналогичный характер, но отличаются численными значениями.

На рис. 3 представлена зависимость программного угла ориентации КА по тангажу от времени.

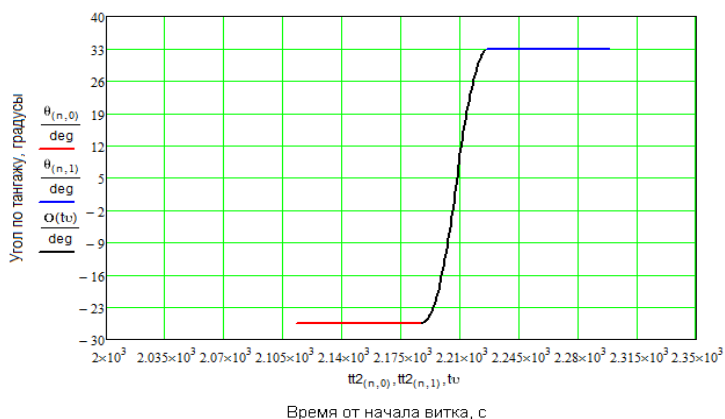


Рис. 3. Зависимость программного угла ориентации КА по тангажу от времени

На рис. 4 представлена зависимость скорости изменения программного угла ориентации КА по тангажу от времени.

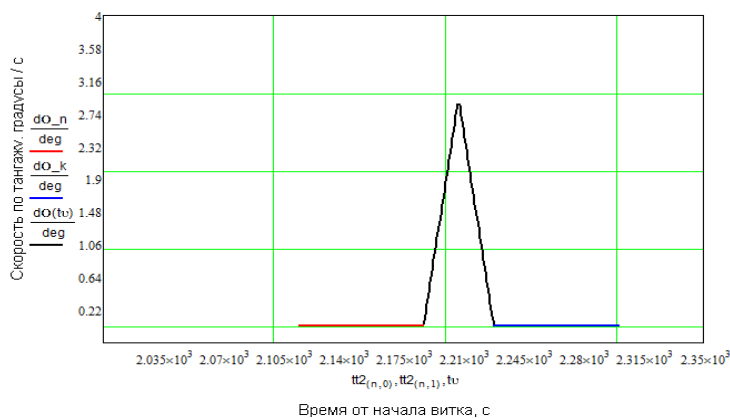


Рис. 4. Зависимость скорости изменения программного угла ориентации КА по тангажу от времени

На рис. 5 представлена зависимость ускорения изменения программного угла ориентации КА по тангажу от времени.

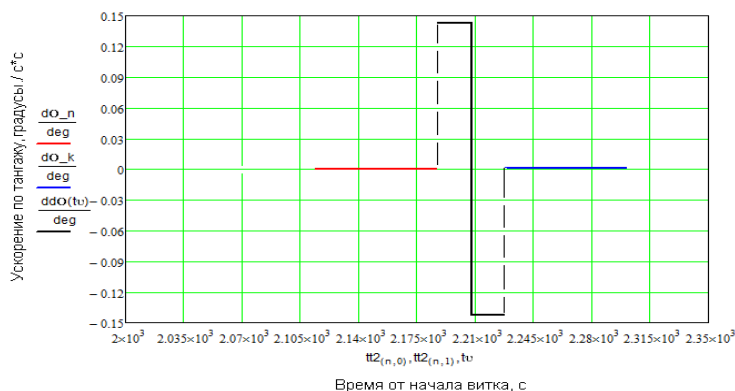


Рис. 5. Зависимость ускорения изменения программного угла ориентации КА по тангажу от времени

Выводы. Для обеспечения проведения стереосъемки участков Земли в заданных условиях получены аналитические выражения для расчета величин программных углов ориентации, угловых скоростей и ускорений КА в каналах тангажа, крена, рыскания от времени. Предложенная методика расчета параметров угловых маневров КА позволяет также определить предельные значения длины снимаемого участка Земли и расстояния от центра участка до следа трассы КА при стереосъемке. Приведены результаты численных расчетов параметров угловых маневров КА для конкретных условий съемки участков Земли.

Библиографические ссылки

1. Батраков А. С. Общая модель для расчета и анализа скорости сдвига оптического изображения при съемке земной поверхности / А. С. Батраков // Исследование Земли из космоса. – № 4. – 1989. – С. 99–106.
2. Петрищев В. Ф. Оптимальное сканирование космическим аппаратом поверхности Земли : учеб. пособие / В. Ф. Петрищев. – Самара : Изд-во СГАУ, 2007. – 96 с.

3. **Разыграев А. П.** Основы управления полетом космических аппаратов / А. П. Разыграев. – М. : Машиностроение, 1977. – 472 с.

4. **Раушенбах Б. В.** Управление ориентацией космических аппаратов / Б. В. Раушенбах, Е. Н. Токарь. – М. : Наука, 1974. – 600 с.

Надійшла до редколегії 05.03.2017

УДК 621.454

Ю. А. Митиков, К. А. Татаринев

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АНАЛИЗ ПУТЕЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Осуществлен анализ конструкций реализованных систем наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей. Выявлены основные тенденции совершенствования систем наддува. Найдены прогрессивные решения, сформулированы проблемы и нерешенные вопросы, препятствующие их дальнейшему применению в ракетно-космической технике. Первая часть исследования посвящена системам наддува баков с жидким кислородом от первой баллистической ракеты ФАУ-2 до ракеты-носителя «Зенит».

Ключевые слова: ракеты-носители, баки с жидким кислородом, системы наддува, пути совершенствования.

Здійснено аналіз конструкцій реалізованих систем наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв. Виявлено основні тенденції вдосконалення систем наддування. Знайдено прогресивні рішення, сформульовано проблеми і невирішені питання, які перешкоджають їх подальшому застосуванню в ракетно-космічній техніці. Перша частина дослідження присвячена системам наддування баків з рідким киснем від першої балістичної ракети Фау-2 до ракети-носія «Зеніт».

Ключові слова: ракети-носії, баки з рідким киснем, системи наддування, шляхи вдосконалення.

The analysis of the constructions of the implemented systems of pressurization of fuel tanks of propulsion systems of launch vehicles is carried out. The basic tendencies of perfection of systems of pressurization are revealed. Progressive solutions have been found, problems and unresolved issues have been formulated that prevent their further application in rocket and space technology. The first part of the study is devoted to systems of pressurization of tanks with liquid oxygen from the first ballistic missile Fay-2 to the rocket "Zenit".

Keywords: rockets, tanks with liquid oxygen, pressurization systems, ways of improvement.

Введение. Системы наддува (СН) топливных баков двигательных установок (ДУ) входят в состав ПГС подачи топлива в ракетные двигатели и являются на сегодняшний день одними из наиболее сложных и наукоемких частей ракет-носителей (РН) [3; 5; 9]. В силу своей специфики (связи со стартовой позицией – потребление рабочих тел наддува) они занимают особое место среди других систем ракетного комплекса (РК). Их значимость определяется не только тем, что масса СН может достигать до 7 % конечной массы ступени [3]. Тип СН во многом формирует как конструкцию ДУ и РН [9] (а, значит, их надёжность и стоимость), так и структуру стартовой позиции [2],

объем, время предстартовой подготовки, численность и квалификацию персонала космодрома, стендовой испытательной базы, во многом и производственных мощностей, объем (стоимость) наземной и летной отработки. Неудивительно, что современные ПГСР компонентов топлива в двигатель являются еще и самыми дорогими частями РН после ЖРД [6].

Анализ последних исследований и публикаций. Процессы, происходящие внутри топливных баков на активном участке траектории полета, сложны и малоизучены. Для проведения отработки СН на полномасштабных баках нужны мощные стенды, которых в большинстве стран мира нет [9]. Поэтому неудивительно, что сегодня наиболее распространены гелиевые СН, не требующие большого объема отработки и высокой квалификации проектантов [9].

Однако эти СН существенно усложняют стартовую позицию. В качестве примера приведем фактические данные последствий использования гелия на одной из лучших РН «Зенит». Вся система газоснабжения этой РН на космодроме «Байконур» включает в себя 1266 баллонов высокого давления по 500 л каждый (давлением до 350 атм.), свыше 3000 единиц пневмоаппаратуры, несколько десятков километров трубопроводов [2]. При этом только за последние пять лет зафиксировано 6 отказов РН по вине гелиевых систем. Это существенно больше, чем отказов ЖРД, которые существенно сложнее.

Цель исследований. С позиций современных требований к системам РК и с учетом прогноза на обозримое будущее осуществлен анализ путей совершенствования конструкций СН топливных баков ДУ как РН, так и МБР, использующих низкокипящие и высококипящие компоненты топлива. Особое внимание уделено выявлению прогрессивных тенденций конструирования СН. Сформулированы проблемы, сдерживающие их дальнейшее развитие.

Изложения основного материала. Уже на первой баллистической ракете Фау-2 (кипящий жидкий кислород и 76 % этиловый спирт, рабочее тело турбины – продукты разложения перекиси водорода) разработчиком ДУ доктором В. Тиллем даже по сегодняшним меркам был реализован ряд прогрессивных решений. Апробированные на ракете Фау-2 подходы затем с успехом использовались в практике мирового двигателестроения вплоть до середины 60-х годов прошлого столетия – в ДУ ракет Р-1, Р-2, Р-12, Redstone, Vanguard, Atlas, Saturn-1, Saturn-V и др.

Среди прогрессивных решений, примененных в СН топливных баков ДУ Фау-2, необходимо выделить следующие. В первую очередь, это наддув подвешенного теплоизолированного бака окислителя испаренным и подогретым в теплообменнике ДУ кислородом (автономная система) [3]. Рабочее тело теплообменника – продукты разложения перекиси водорода после турбины ДУ [3]. На входе в подвешенный бак, покрытый теплоизоляцией, температура газообразного кислорода обеспечивалась невысокой ($t_{\text{ном}} \sim 370$ К). В данном случае отношение номинальной температуры газа наддува на входе в бак к температуре заправленного топлива (коэффициент неизотермичности) составлял $\theta \leq 4,1$. Теплообменник выходил на режим по температуре за ~ 20 с, а ДУ работала всего ~ 64 с. Все это вместе взятое не приводило к заметному прогреву верхнего слоя жидкого кислорода в полете и увеличению его тепловых остатков.

После старта для наддува подвешенного верхнего бака горючего использовалась комбинированная СН. В начале полета наддув организован скоростным напором воздуха (автономная система, $\theta_{\text{max}} \leq 3,0$), а вне атмосферного участка – сжатым азотом (неавтономная система, $\theta_{\text{max}} \approx 1$). При

Как известно, в продуктах сгорания газогенераторов при указанной температуре, помимо паров основного компонента, содержится до 5 % конденсируемой фазы. В восстановительном газе это сажа. Однако следует отметить, что указанные величины конденсата являются расчетными в рамках распространенной модели равновесных процессов. Для реальных процессов в зависимости от условий эти значения существенно меньше [3].

Важно подчеркнуть, что при автономной наземной, огневой, летно-конструкторской отработке, учебных пусках влияния возможной конденсированной фазы на работу внутрибаковых устройств, преднасосов и каких-либо других агрегатов ДУ не зафиксировано.

Также следует отразить, что баки I и II ступеней данной МБР заправляли переохлажденным кислородом с температурой на входе в баки ~ 70 К. В дальнейшем на протяжении многих лет жидкий кислород с такой низкой температурой, насколько нам известно, в ракетной технике не использовался. Только в самое последнее время интерес к такому кислороду появился у фирм США (SpaceX) для доведения имеющихся РН до уровня тяжелых.

В общем случае, переохлажденный на несколько градусов кислород применяется на практике редко в силу усложнения и удорожания стартового комплекса [2]. Это либо «лечебный» вариант при недостатке топлива (энергетики), либо при использовании в составе РН ранее отработанного ЖРД на таком кислороде (например, НК-33 от Н-1 для РН Antares).

Таким образом, в ДУ МБР Р-9А для обеспечения наддува применялось лишь одно дополнительное рабочее тело на этапе предпускового наддува.

В двигательной установке НК-15 (в дальнейшем – НК-33) РН Н-1ЛЗ (лунной пилотируемой) на всех ступенях носителя применялись подвесные шарообразные топливные баки. Важно отметить, что из условий компоновки конических отсеков баки окислителя были нижними (большие габариты баков окислителя, например бак окислителя I ступени имел диаметр 14 м). Такое техническое решение из-за небольшого вклада столба жидкого кислорода в обеспечение потребного давления на входе в двигатель (для его бескавитационной работы) требовало повышенного давления газа в баках с переохлажденным кислородом. По причине особой секретности лунной темы и ее провала большая часть документации после закрытия программы была уничтожена. Поэтому в открытых источниках информации [12] нет достоверных данных по конструкции СН баков окислителя и горючего РН Н-1ЛЗ.

Уровень представлений о протекании сложных и взаимосвязанных внутрибаковых процессов, который существовал в начале шестидесятых годов прошлого столетия, подталкивал проектантов СН не к проблемным решениям. Тем более что проектирование велось в крайне сжатые сроки. Ключ к пониманию логики выбора СН лежит в конструкции двигательной установки РН.

ДУ I ступени Н-1 включала 30 двигателей, из них 26 запускались сразу на старте, 4 были резервными [4]. Управление вектором тяги осуществлялось по оппозитному принципу, выключением нужных пар двигателей. В полете при отказе любых ЖРД (до четырех) выключались противоположные ЖРД и включались резервные. Использование турбинного окислительного генераторного газа для наддува при вероятностной работе каждого ЖРД является проблематичным.

Поэтому, вероятнее всего, баки с переохлажденным кислородом наддували комбинированным способом [11]. В специальном устройстве сжигались при низкой температуре жидкий кислород и пусковое горючее, получая практически

пары кислорода ($T_{\text{пс}} \approx 420 \text{ K}$, $\theta_{\text{max}} \approx 5$). Для уменьшения возможности их конденсации в бак добавляли гелий с температурой окружающей среды ($\theta_{\text{max}} \approx 3$). Его вводили в свободный объем бака под специально размещенную перфорированную перегородку ниже места ввода паров кислорода.

Для уменьшения прогрева верхнего слоя переохлажденного кислорода (уменьшения тепловых остатков) газообразный кислород подавали в бак с небольшой скоростью через достаточно сложное устройство.

Для наддува верхних баков горючего на всех ступенях использовался сжатый гелий [11] с температурой окружающей среды ($\theta \approx 1$), т. к. восстановительного генераторного газа в составе маршевой ДУ не было. Предпусковой наддув всех топливных баков ДУ проводили гелием с температурой окружающей среды со стартовой позиции.

Таким образом, в СН топливных баков ДУ НК-15 (потом – НК-33) носителя Н-1ЛЗ использовался сжатый гелий с температурой окружающей среды для предпускового наддува и зарядки баллонов систем полетного наддува.

Двигательная установка МА-2 (главный инженер К.Д. Боссард, фирма «Боссард», позже Rocketdyne) «полуступенчатой» ракеты США Atlas-D, спроектированной как боевой, а со временем доработанной под носитель, использовала компоненты топлива жидкий кислород и керосин. Маршевый двигатель LR-105, как и два стартовых LR-89, работали по схеме без дожигания восстановительного генераторного газа. Баки с совмещенным днищем без подкрепления изготавливались из нержавеющей стали толщиной $\sim 1 \text{ мм}$ у нижнего шпангоута бака окислителя и $\sim 0,2 \text{ мм}$ – у верхнего шпангоута. Это обеспечило существенную экономию массы отсека, оснастки, средств и времени.

Предпусковой наддув баков производили гелием с температурой окружающей среды со стартовой позиции. Полетный наддув топливных баков первые $\sim 130 \text{ с}$ работы ЖРД осуществлялся гелием, подогретым в теплообменнике ДУ (теплоноситель – генераторный газ после турбины $\sim 850 \text{ K}$). Далее ($\sim 180 \text{ с}$) по времени работы ДУ требуемое давление газа в баке окислителя (верхнем) поддерживалось за счет кипения верхнего слоя кислорода («самонаддув»), в баке горючего – за счет расширения ранее введенного в бак гелия [2].

Особо следует отметить, что на МБР Atlas-D впервые была апробирована идея так называемого «самонаддува» (кипение верхнего слоя). Ее несомненными достоинствами являются эталонная конструктивная простота (не требуется ни одного дополнительного элемента и трубопровода) и 100 % надёжность. Исследования показали и недостатки этой, безусловно, перспективной системы, применяемой в «чистом» виде – большие остатки незабора топлива.

На I ступени американской лунной пилотируемой РН Saturn-V применялись несущие цилиндрические топливные баки ДУ, состоящие из пяти автономных ЖРД F-1 (разработчик North American Rockwell, Rocketdyne). ЖРД работали по схеме без дожигания восстановительного газа. Бак с окислителем наддували по фирменному рецепту В. Фон Брауна – испаренным и подогретым кислородом в теплообменнике ДУ до температуры $\sim 520 \text{ K}$ ($\theta \leq 5,8$).

Для наддува бака горючего использовали гелий, который размещали в баллонах, расположенных в баке с кипящим кислородом (снижение массы системы хранения гелия). Далее гелий нагревали в специальном теплообменнике ДУ (теплоноситель – отработанный после турбины восстановительный

генераторний газ). Среднемассовая температура гелия на входе в бак горячего была на уровне 900 К ($\theta \sim 3,4$).

Особо следует подчеркнуть, что каждый из пяти ЖРД F-1 в полете не дросселировался. Следовательно, высокая температура и расход теплоносителя в теплообменниках были постоянными. Дросселирование всей ДУ перед разделением ступеней осуществлялось одновременным выключением четырех периферийных двигателей. Через несколько секунд выключали и центральный ЖРД. Предпусковой наддув баков носителя осуществляли гелием из наземных источников с температурой окружающей среды. Таким образом, СН баков I ступени РН Saturn-V потребляли два дополнительных рабочих тела со старта – «холодный» гелий для заправки баллонов бака горячего, и «теплый» гелий для предпускового наддува баков.

Выводы. Комплексный анализ известных конструктивных схем показал следующее. Вся история проектирования СН топливных баков ДУ пронизана стремлением повышения их характеристик, надежности путем упрощения конструкции и ее обслуживания, в первую очередь, за счет сведения к минимуму связей со стартом. Вершиной этого направления следует считать азотнокислотные МБР КБ «Южное» последнего и предпоследнего поколений. Все ресурсы для запуска ЖРД и его работы в полете были на борту. При этом температура газа наддува на входе в алюминиевые баки, предварительно разогретые горячим химическим наддувом (горение в свободных объемах баков), достигла значений 1100–1300 К.

Аналогичной по уровню СН можно считать и последнюю кислородную МБР Советского Союза Р-9, у которой рабочее тело наддува вырабатывалось в полете также из основных компонентов топлива в газогенераторах и теплообменниках-испарителях. Единственной связью со стартом по линии ДУ был предпусковой наддув всех топливных баков газом из подземных хранилищ.

В результате комплексного анализа выявлены из реализованных СН наиболее эффективные и конструктивно простые способы наддува баков с кислородом – испаренным в теплообменнике ДУ кислородом (Фау-2, F-1, РД-119, РД-111, РД-462 и др.), восстановительным ТТГГ одновременно двух баков ДУ БР Р-11, «самонаддув» (кипение верхнего слоя окислителя, Atlas-D, Titan-I, Titan-II). Последний способ наддува, использованный на американских МБР фрагментарно, является эталоном конструктивной простоты. Для его функционирования не нужен ни один дополнительный элемент. Определены и проблемные вопросы, препятствующие их дальнейшему применению.

Библиографические ссылки

1. Американские оперативно-тактические ракеты / Авиация и космонавтика. – 1996. – № 09.
2. Бармин И. В. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники / И. В. Бармин. – М. : Полиграфикс РПК, 2005 (книга 1). – 420 с.
3. Беляев Н. М. Системы наддува баков ракет / Н. М. Беляев. – М. : Машиностроение, 1976. – 335 с.
4. Борисов В. А. Жидкостной ракетный двигатель НК-33 : электр. учеб. пособ. / В. А. Борисов, А. М. Жижкин, В. С. Мелентьев. – С. : СГАУ. – 2011.
5. Двигательные установки ракет на жидком топливе / под ред. Э. Ринга. – М. : Мир, 1966. – 404 с.
6. Дегтярев А. В. Ракета космического назначения сверхмалого класса / А. В. Дегтярев, А. П. Кушнарев, Д. А. Попов и др. // Космическая техника. Ракетное

вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2014. – № 1. – С. 14–20.

7. Межконтинентальные баллистические ракеты семейства Atlas [Электронный ресурс]. – Режим доступа : [rufor.org.showthread.php?t=19570](http://rufor.org/showthread.php?t=19570).

8. Митиков Ю. А. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов / Ю. А. Митиков, В. А. Антонов, М. Л. Волошин, А. И. Логвиненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С. 30–36.

9. Митиков Ю. А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения / Ю. А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2012. – № 1. – С. 179–185.

10. Ракетные системы РВСН. От Р-1 – к Тополю-М. 1946 – 2006 гг. // Сборник материалов о развитии ракетного оружия в СССР и РФ / Сост. Г. И. Смирнов. – Смоленск, 2006. – 446 с.

11. Системы наддува баков РН // Новости космонавтики [Электронный ресурс]. – Режим доступа : novosti-kosmonavtiki.ru/forum/forum13/topic13794.

12. Уманский С. П. Ракеты-носители. Космодромы / С. П. Уманский. – М. : Рестарт+, 2001. – 216 с.

13. Челомей В. Н. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / В. Н. Челомей, Д. А. Полухин, Н. Н. Миркин и др. – М. : Машиностроение, 1978. – 238 с.

Надійшла до редколегії 30.06.2017

УДК 629.78

М. П. Олейник, А. М. Кулабухов

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АЛГОРИТМ ОРГАНИЗАЦИИ МЕЖСПУТНИКОВОЙ ОПТИЧЕСКОЙ ЛИНИИ СВЯЗИ МЕЖДУ НИЗКООРБИТАЛЬНЫМИ СПУТНИКАМИ ДЗЗ

Предложен алгоритм организации МОЛС для низкоорбитальных спутников ДЗЗ. Преимуществом данного алгоритма является то, что на этапе поиска и захвата лазерного излучения не используются дополнительные источники радионизлучения в качестве обратной связи.

Ключевые слова: межспутниковая оптическая связь, информационная сеть, расходимость оптического излучения.

Запропоновано алгоритм організації МОЛЗ для низькоорбітальних супутників ДЗЗ. Перевагою даного алгоритму є те, що на етапі пошуку і захоплення лазерного випромінювання не використовуються додаткові джерела радіовипромінювання в якості зворотного зв'язку.

Ключові слова: міжспутниковий оптичний зв'язок, інформаційна мережа, розбіжність оптичного випромінювання.

The algorithm of organization optical inter-satellite communication for low-Earth orbiting RS satellites was offered. The advantage of this approach is that in step Acquisition and pointing is not used radio sources as feedback.

Keywords: inter-satellite optical communication, information network, optical radiation divergence.

Введение. Ограниченное время связи спутника ДЗЗ с наземной станцией, низкая скорость передачи данных и ограниченный объем бортовой памяти приводят к неэффективному использованию возможностей спутников ДЗЗ. Кроме этого, в настоящее время для направлений обнаружения чрезвычайных ситуаций, военной разведки, мониторинга транспорта все более высокие требования предъявляются к оперативности получения снимков ДЗЗ. Один из способов решения этой проблемы можно обеспечить за счет объединения спутников ДЗЗ в информационную сеть. Предлагается организовать спутниковую сеть за счет использования межспутниковых оптических линий связи (МОЛС). Преимуществами такого подхода являются – высокая скорость передачи (до десятков Гбит/с), высокая помехоустойчивость и отсутствие необходимости лицензирования частотного диапазона. Однако из-за использования сверхзукного оптического луча проблемными вопросами при реализации МОЛС остаются вопросы поиска, захвата и сопровождения оптических лучей с прецизионной точностью [1].

Постановка задачи. Основной задачей данной работы является разработка алгоритма организации МОЛС для низкоорбитальных спутников ДЗЗ. Предполагается, что группировка спутников ДЗЗ образует информационную сеть в пределах одной круговой орбиты таким образом, что соседние спутники поддерживают связь в оптическом диапазоне, а связь спутника с наземной станцией (НС) проходит по радиоканалу, обеспечивая направленную связь вне зависимости от погодных условий (рис. 1).

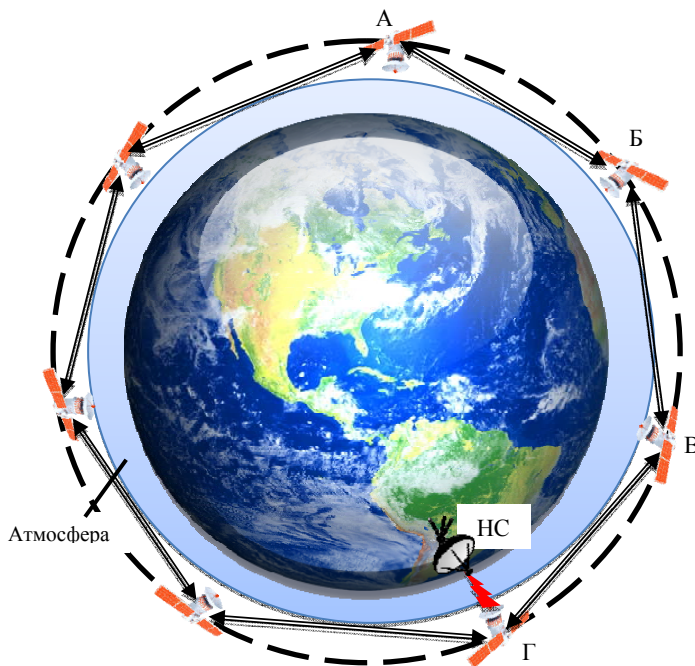


Рис. 1. Информационная сеть спутников ДЗЗ

Это дает возможность НС получить информацию оперативно с любого спутника ДЗЗ через спутник, который находится в зоне видимости НС. Количество спутников на орбите выбрано из условия прохождения оптического луча за пределами атмосферы (табл. 1) [2]. Как показали расчеты, расстояние между соседними спутниками не превышает 7 тыс. км. Спутники ДЗЗ ориентированы на Землю. Предполагается, что организация канала МОЛС должна происходить без дополнительных каналов связи радиодиапазона.

Таблица 1

Количество спутников на орбите

Высота орбиты, км	Количество спутников	Расстояние между спутниками, км
600	9	4770
700	8	5420
800	7	6230

Решение задачи. Для организации оптической связи между двумя спутниками необходимо совершить процедуру поиска и захвата оптических лучей терминалами МОЛС. Терминалы имеют в своем составе источники лазерного излучения, фотодетекторы, опорно-поворотные устройства, кодеры и декодеры для управления информационными потоками [3]. Структурная схема терминала МОЛС представлена на рис. 2.

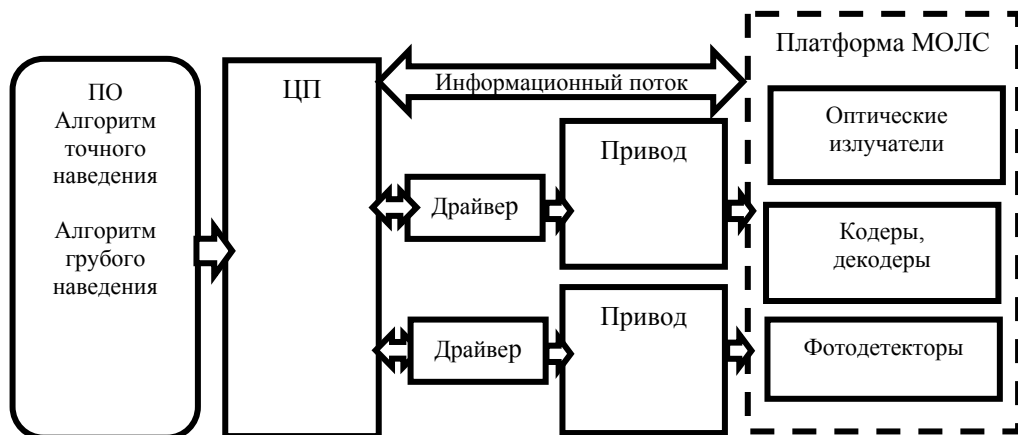


Рис 2. Структурная схема терминала МОЛС

Центральный процессор (ЦП) через драйверы и двухкоординатные приводы обеспечивает прецизионный угловой поворот платформы МОЛС, на которой установлены оптические приемо-передающие устройства (оптические излучатели, кодеры, декодеры, фотодетекторы), обеспечивающие прием и передачу информации в ЦП.

Для решения задачи наведения и захвата оптических лучей предполагается использование дополнительных лазерных источников – маяков, излучающих на другой длине волны с широкой диаграммой направленности. Кроме этого, терминал МОЛС имеет блок фотодетекторов, который состоит из фотодетекторов поиска, захвата и слежения.

Опорно-поворотные устройства могут быть реализованы с помощью пьезодвигателей и их драйверов, которые имеют высокое быстродействие, малый шаг перемещения.

Рассмотрим спутники А и Б, между которыми необходимо установить оптическую связь, их координаты x_A, y_A, z_A и x_B, y_B, z_B могут быть определены аппаратурой спутниковой навигации с некоторыми погрешностями в фиксированный момент времени.

Они зависят от погрешностей определения координат спутников А и Б, от используемых систем ориентации и стабилизации спутников, от качества датчиков, от системы управления местоположением и возмущающих факторов окружающей среды. Как показано на рис. 3, исходя из крайних положений спутника передатчика в зоне его неопределенности, можно видеть, что неопределенность положения спутника приемника ϕ увеличивается в 2 раза.

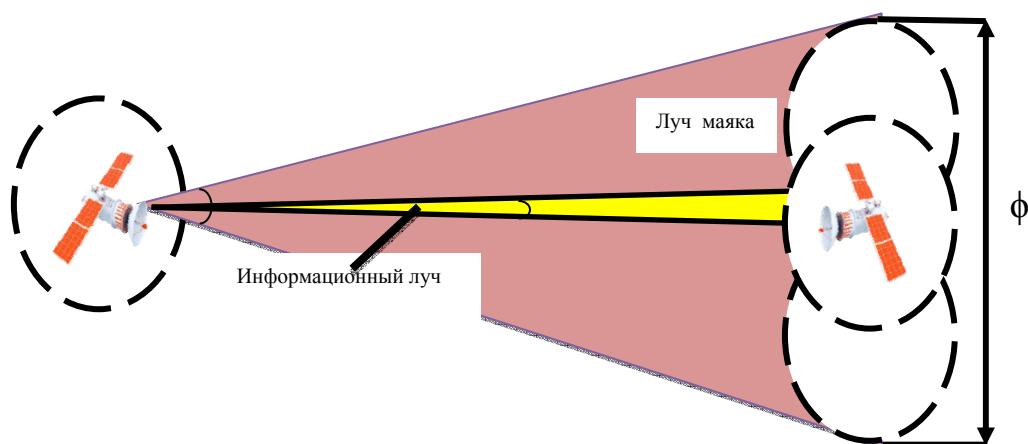


Рис. 3. Выбор параметров излучения маяка

Необходимым условием принятия сигнала спутника А на фотодетекторе спутника Б является требование, чтобы угол расходимости оптического луча α был больше, чем зона неопределённости положения спутника ϕ :

$$\alpha > \phi. \quad (1)$$

Угол расходимости оптического луча α зависит от длины волны λ и диаметра зеркала антенны d и определяется по формуле:

$$\alpha = 1,22 \frac{\lambda}{d}. \quad (2)$$

Для выполнения этого условия в качестве лазерного излучения используется дополнительный расширенный источник – маяк. Он должен покрывать всю зону неопределенности и попасть на спутник получатель.

Найдем требования к расходимости оптического луча маяка для низкоорбитальных спутников ДЗЗ, находящихся на расстоянии 7 тыс. км.

Положение спутника в момент времени t может быть рассчитано по данным TLE файла с точностью 100 м. Зона неопределенности положения спутника приемника будет в 2 раза больше – 200 м.

Таким образом, можно сделать вывод, что угол неопределенности положения спутника равен 6 угловых секунд. И требованием к маяку передающего спутника является обеспечение расходимости лазерного излучения более 6 угловых секунд.

Предлагается следующий алгоритм организации МОЛС (рис. 4).

Процесс организации оптической связи между двумя спутниками начинается с планирования сеанса связи, получения TLE файла, расчета линии визирования и управляющих сигналов.

Для поиска и захвата спутника Б спутник А должен включить сигнал маяка, т. к. ширина луча маяка должна быть больше, чем зона неопределенности положения спутника Б, то фотодетектор спутника Б принимает сигнал маяка спутника А и включает свой лазер маяка в направлении спутника А.

Спутник А принимает сигнал маяка спутника Б, таким образом устанавливается связь по маякам между спутниками А и Б.

В случае, если фотодетектор не принял сигнал маяка в указанное время, то спутники возвращаются к этапу планирования связи.

Предполагается, что информационный поток должен обеспечиваться с высокой скоростью, а, следовательно, с узкой диаграммой направленности.

Следующий этап заключается в установлении связи по информационным лазерам.

Перед тем как установить связь, необходимо повысить точность наведение информационного лазера.

Как только сигнал информационного луча получен спутником Б, он должен по каналу маяка передать эту информацию спутнику А.

После установления связи по информационным лучам начинается передача данных. Предполагается, что в данной информационной системе связь между соседними спутниками ДЗЗ будет поддерживаться постоянно, таким образом, при потере информационного сигнала начинается повторная процедура поиска и захвата.

Выводы

1. Предложен способ организации МОЛС между группировкой низкоорбитальных спутников ДЗЗ, объединяющий их в информационную сеть, что позволяет оперативно получать данные с любого спутника ДЗЗ через спутник, находящийся в зоне видимости наземной станции.

2. Разработан алгоритм организации МОЛС для низкоорбитальных спутников ДЗЗ, в котором для организации связи используется два лазерных источника – лазер маяка и лазер информационного сигнала.

3. Определены требования к оптическим сигналам для спутников, находящихся на орбитах 600–800 км.

4. Преимуществом данного подхода является то, что для организации оптической связи не используются дополнительные радиоканалы в качестве обратной связи.

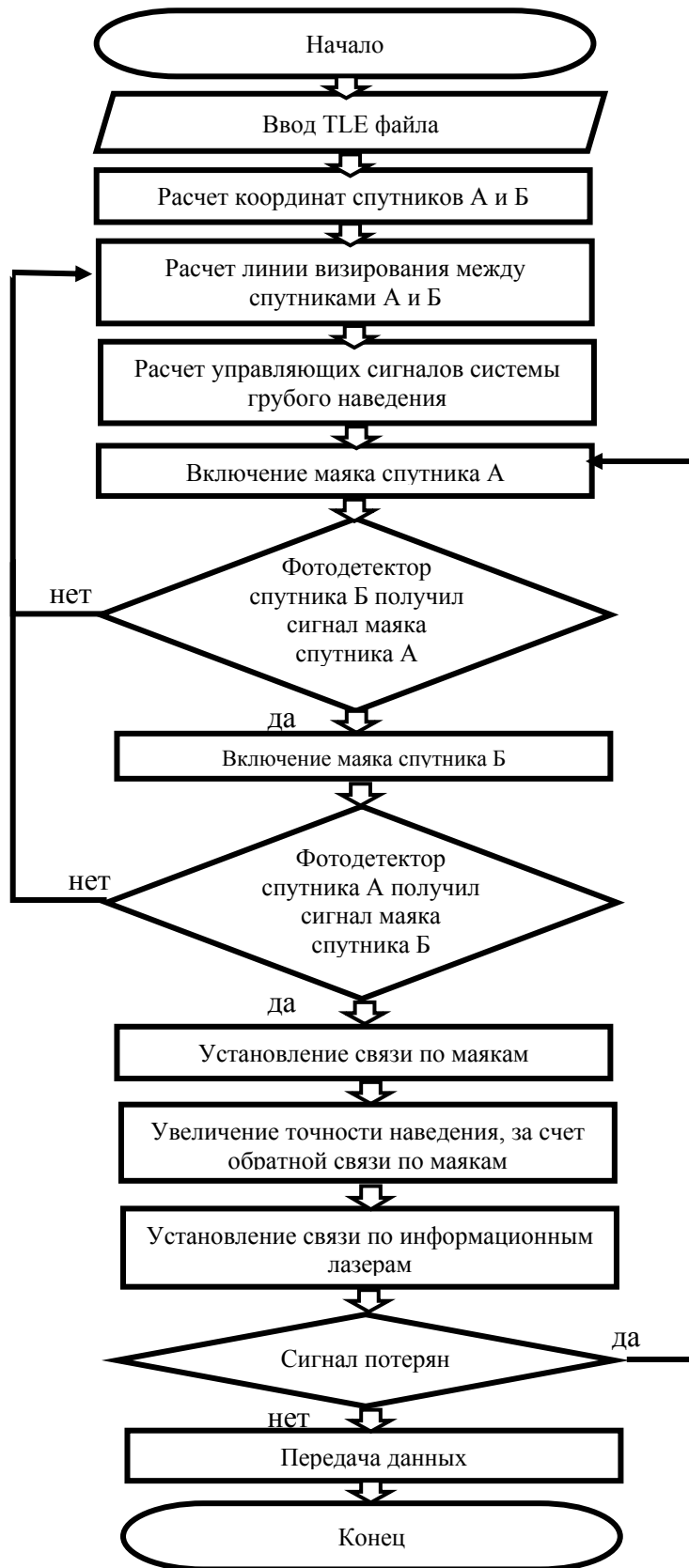


Рис. 4. Алгоритм организации межспутниковой оптической связи

Библиографические ссылки

1. Гавриленко С. В. Особенности современного этапа развития оптических линий межспутниковой связи / С. В. Гавриленко, Н. Н. Феоктистов, Д. К. Хегай // Приборостроение. – 2008. – Т. 51, № 3. – С. 54–60.
2. Олейник М. П. Оценка требований к угловой ориентации межспутниковых оптических линий связи по навигационным параметрам / М. П. Олейник, А. М. Кулабухов // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер. : Ракетно-космічна техніка. – 2016. – Т. 24, № 4. – С. 102–107.
3. Лазерная космическая связь / под ред. М. Кацмана. – М. : Радио и связь, 1993. – 240 с.

Надійшла до редколегії 20.06.2017

УДК 537.52, 629.78

А. Н. Петренко, В. П. Малайчук

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АВТОМАТИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Рассмотрены алгоритмы автоматического контроля текущих параметров электрических ракетных двигательных установок. Определены информативные признаки подсистем ЭРДУ и характер их изменения в процессе работы двигательной установки. Представлены алгоритмы обнаружения скачкообразных изменений информативных признаков при различном объеме априорной информации.

Ключевые слова: электрическая ракетная двигательная установка, холловский двигатель, измерение параметров, автоматический контроль, алгоритмы контроля.

Розглянуто алгоритми автоматичного контролю поточних параметрів електричних ракетних двигунних установок. Визначено інформативні ознаки підсистем ЕРДУ і характер їх змін у процесі роботи двигунної установки. Представлено алгоритми виявлення ступеневих змін інформативних ознак при різному обсязі априорної інформації.

Ключові слова: електрична ракетна двигунна установка, холловський двигун, вимірювання параметрів, автоматичний контроль, алгоритми контролю.

Algorithms of the parameters automatic control of the electric propulsion engine unit are described. The informative features of the subsystems of the Electric Propulsion Engine Units and the nature of their changes in the process of operation of the propulsion system are determined. The algorithms for detecting jump-like changes in informative features for different volumes of apriority information are presented.

Keywords: electric propulsion engine unit, Hall Thruster, measurements of the parameters, automatic control, algorithms of control.

Электрические ракетные двигательные установки (ЭРДУ) находят все более широкое применение при реализации различных космических программ. Основным преимуществом применения ЭРДУ является значительное снижение массы рабочего вещества по сравнению с химическими двигателями малой тяги.

© А. Н. Петренко, В. П. Малайчук, 2017

Это обеспечивается значительно большей величиной удельного импульса, обеспечением многократности включения, длительным сроком эксплуатации [1]. ЭРДУ состоит из блоков и подсистем различной физической природы: электрического ракетного двигателя (ЭРД), системы хранения и подачи рабочего вещества (СХП), системы электропитания (СЭП) и системы автоматического управления и контроля (САУ), которая объединяет указанные системы в единое целое.

Наиболее перспективным электрическим ракетным двигателем в настоящее время рассматривается холловский двигатель. В таком двигателе процесс ионизации рабочего вещества осуществляется в скрещенных электрическом и магнитном полях, а ускорение образовавшихся ионов осуществляется продольным электрическим полем [3].

Электрические ракетные двигательные установки требуют сложных алгоритмов управления и контроля. Необходимость применения сложных алгоритмов управления и контроля параметров подсистем ЭРДУ обусловлена спецификой обеспечения электрической энергией космического ЛА, обеспечением надежности работы ЭРДУ в течение длительного срока эксплуатации и стремлением охватить более широкий круг задач, решаемых одной и той же ЭРДУ.

Специфика обеспечения электроэнергией космического аппарата заключается в том, что при длительной эксплуатации в условиях космического пространства солнечные батареи, являющиеся до настоящего времени основным источником электроэнергии для ЭРДУ, подвергаются значительной деградации, в результате чего электрическая мощность существенно снижается. Система автоматического управления и контроля ЭРДУ должна обеспечить оптимальные режимы ЭРДУ в условиях значительного изменения мощности первичного источника электропитания.

В результате длительного автономного функционирования двигательной установки параметры ее подсистем, в частности, электрического ракетного двигателя, системы хранения и подачи рабочего вещества и системы электропитания могут существенно изменяться, вплоть до их отказа. Поэтому система автоматического управления и контроля должна обеспечить поддержание оптимальных режимов работы ЭРДУ при изменении параметров в определенных пределах, а при возникновении отказов отдельных элементов, сформировать сигналы на отключение отказавших элементов и подключение резервных.

Наиболее информативным параметром, характеризующим нормальный режим работы холловского двигателя, является величина разрядного тока (I_d), которая характеризует ионизационные процессы в ускоряющем канале двигателя. При этом информация о состоянии работы двигателей с замкнутым дрейфом электронов содержится как в средней величине тока разряда, так и в уровне и частотных диапазонах колебаний разрядного тока [10; 11].

Системы хранения и подачи рабочего вещества, входящие в состав ЭРДУ, могут быть построены на различных физических принципах, но наибольшее распространение в настоящее время получили газовые системы для инертных газов – ксенон (Xe), аргон (Ar). В газовой СХП информативными параметрами являются: значения давлений (P_i) в рабочих трактах системы; информация о состоянии клапанов; величина тока нагрева термодросселя ($I_{тд}$); температурные режимы (T_i) в различных точках СХП [7].

Система електропитання ЕРДУ содержит целый ряд управляемых и неуправляемых источников электропитания, обеспечивающих электрические режимы работы отдельных подсистем ЕРДУ. О нормальном функционировании того или иного источника можно судить по величинам напряжения (V_i) и тока (I_i) и их соответствия требуемым значениям [12].

Таким образом, в электрических ракетных двигателях можно измерять вектор переменных, которые характеризуют текущее состояние двигателя, аналогичные векторы переменных могут быть измерены для системы хранения и подачи рабочего вещества, системы электропитания и блока автоматического управления ЕРДУ.

Блок автоматического контроля параметров ЕРДУ, являющийся составной частью блока автоматического управления, должен обеспечить решение следующих задач: сбор информации о текущем состоянии подсистем; обработку текущей информации с целью выявления аварийных и нештатных ситуаций; обработку текущей информации о параметрах подсистем с целью прогнозирования возникновения аварийных ситуаций и т. д.

В табл. 1 приведены основные контролируемые параметры подсистем ЕРДУ и характер их возможного изменения. Анализ характера возможного изменения контролируемых параметров подсистем ЕРДУ показывает, что в блоке автоматического контроля ЕРДУ наряду с алгоритмами допускового контроля, определяющими нахождение контролируемых параметров в заданном поле допусков, должны быть реализованы алгоритмы выявления скачкообразного изменения, а также медленного дрейфа контролируемых параметров с целью принятия решений, предотвращающих возникновение аварийных и нештатных ситуаций в отдельных подсистемах и в ЕРДУ в целом.

Таблица 1

Информативные признаки подсистем ЕРДУ и характер их изменения

Блок ЕРДУ	Контролируемые параметры	Характерные аномалии
Холловский двигатель: - стационарный плазменный двигатель; - двигатель с анодным слоем	Среднее значение тока разряда (I_d). Амплитуда (A_i) и частота (ω_i) колебаний напряжения (V_d) и тока (I_d) разряда.	Скачкообразное изменение, медленный дрейф. Скачкообразное изменение, медленный дрейф.
Газовая система хранения и подачи рабочего вещества	Давление в рабочих трактах СХП (P_i). Информация о состоянии клапанов. Ток нагрева термодросселя (I_{tr}).	Медленный дрейф. “Открыт – Закрыт”. Скачкообразное изменение, медленный дрейф.
Источники электропитания	Величины напряжения (V_i) и тока (I_i) источников электропитания, увеличение амплитуды пульсаций ($\Delta V, \Delta I$).	Скачкообразное изменение, медленный дрейф.

Математическая постановка задачи автоматического контроля параметров ЕРДУ. Для автоматического контроля параметров подсистем ЕРДУ используются измерения тех или иных информативных признаков, которые характеризуют функционирование и работоспособность установки. Моделью таких измерений может служить последовательность случайных величин – одномерный случайный сигнал $X(1), X(2), X(3), \dots, X(k)$ или последовательность случайных векторов $[X(1)], [X(2)], \dots, [X(k)]$ – многомерный дискретный случайный сигнал, где $[X(k)] = [X_1(k), X_2(k), \dots, X_m(k)]^T$; T – знак транспонирования. Свойства дискретных сигналов и их использование для решения задач прогнозирования и управления рассмотрены в работе [2].

Очевидно, что измеренные сигналы содержат информацию о состоянии подсистем ЭРДУ, и могут использоваться для решения задач контроля.

Задача автоматического контроля ЭРДУ может быть сформулирована следующим образом. В нормальном режиме работы характеристики дискретных сигналов не меняются и значения их параметров не выходят за установленные границы. Признаком тревоги служат изменения свойств дискретных сигналов. Обнаружение этих изменений и оценка их параметров является основной задачей обработки сигналов [8; 9]. Несмотря на многообразие характера изменения контролируемых сигналов, можно выделить несколько типовых моделей таких изменений.

Наиболее характерными для информационных признаков работы подсистем ЭРДУ являются быстрые изменения (скачки) среднего значения сигнала, ошибки измерения которого – независимые нормальные случайные величины с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсией. В частном случае может быть известно направление скачка (вверх, вниз). Скачками могут изменяться дисперсия, параметры законов распределения, сами законы, спектральные (корреляционные) свойства сигналов. При этом задача обработки измерений параметров ЭРДУ состоит в обнаружении изменений, их распознавании, определении момента обнаружения и оценки параметров. По этим данным могут быть построены модели изменений для решения задач контроля, прогноза и управления.

В настоящее время хорошо разработана теория обнаружения и распознавания импульсных сигналов на фоне помех в системах связи, радиолокации, радионавигации [5; 6]. Эти сигналы, как правило, известны с точностью до параметров. Неизвестными являются амплитуда, фаза или частота. Задача сводится к вычислению отношения функций правдоподобия и сравнению его с порогом, значение которого выбирается по критерию Неймана–Пирсона из условия, при котором число ложных тревог не должно превышать заданную величину.

В рассматриваемых задачах контроля вычислить отношение правдоподобия не всегда представляется возможным, так как часто неизвестны ни вид сигнала, ни его параметры, а в ряде случаев неизвестны и характеристики возмущений, действующих на подсистемы ЭРДУ. Проблема обнаружения и оценки изменений свойств стохастических сигналов и динамических систем в настоящее время превратилась в интенсивно развивающееся направление математической статистики.

В работе [8] дан обзор исследований в этой области, рассмотрены алгоритмы последовательного анализа, максимума правдоподобия, на основе непараметрических методов и возможности их применения в сейсмологии, сегментации речи, для анализа геофизических сигналов и электрокардиограмм. Эти и другие методы математической статистики могут быть использованы для обнаружения скачков и трендов, выделения кусочно-постоянных, кусочно-линейных и квадратичных функций, и оценки их параметров в задачах обработки измерений в средствах и системах контроля и технической диагностики разнообразных объектов, в том числе и ЭРДУ. В условиях только качественной априорной информации об ожидаемых изменениях сигналов (увеличение, уменьшение) эффективными являются непараметрические методы оценки однородности выборок измерений по критерию омега-квадрат, на основе F -распределения Фишера, восстановления самих законов и оценки их параметров [4; 5; 6].

В работе [8] предложено обнаружитель считать оптимальным, если при фиксированном среднем времени между ложными тревогами запаздывание в обнаружении минимально. В системах автоматического контроля технических систем самой важной задачей является обнаружение изменений. Поэтому в отличие от предложенных в [8] алгоритмов здесь исследуются алгоритмы по критерию Неймана–Пирсона: максимум вероятности обнаружения при заданной вероятности ложной тревоги, при этом время запаздывания рассматривается как управляемое ограничение. Это означает, что вероятность обнаружения можно регулировать путем изменения времени задержки, если информация обрабатывается в реальном масштабе времени.

Математическая постановка задачи обнаружения скачков при нормальных измерениях. Рассматривается дискретная последовательность измерений некоторого параметра X_1, X_2, \dots, X_k , где $X_k = a + \Delta X_k$, ΔX_k – ошибка измерений. Известно, что закон распределения ошибок – нормальный с нулевым математическим ожиданием и дисперсией σ^2 . Параметр a может принимать два значения a_1 и a_2 , при этом изменение происходит скачком в неизвестный заранее момент времени $\Delta t K_1$.

Необходимо, располагая такой априорной информацией, предложить алгоритм обработки измерений для обнаружения скачка и оценки момента его появления – K_1^* . После обнаружения (принятия решения о наличии скачка) измерения прекращаются. Очевидно, что решение, принятое при $K_1^* < K_1$ является ошибочным (ложным), а решение при $K_1^* > K_1$ принимается с запаздыванием, при этом ошибка определения момента скачка равна $\Delta t (K_1^* - K_1)$.

Представляются очевидными следующие качественные требования к алгоритму обнаружения:

1) вероятность принятия ошибочного решения $P_{ор}$ в интервале времени $0 \leq t < \Delta t K_1$ должна быть достаточно мала;

2) время запаздывания обнаружения $\Delta t (K_1^* - K_1)$ не должно превышать заданное значение – t_3 .

Приведенные требования являются противоречивыми, это обстоятельство должно учитываться при обосновании алгоритма обработки измерений. В рассматриваемой задаче решения должны приниматься последовательно на каждом шаге по мере поступления измерений. Хорошо известна задача распознавания двух объектов A_1 и A_2 [4]. Если измеряется вектор признаков распознавания $[X]^T = [X_1, X_2, \dots, X_k]$ и известны условные законы распределения вероятностей случайного вектора $W([X] / A_1)$ и $W([X] / A_2)$, то решающее правило по критерию минимума среднего риска (средней стоимости ошибок) формулируется следующим образом:

1) по измерениям $[X]$ необходимо вычислить значение отношения правдоподобия $l([X]) = W([X] / A_2) / W([X] / A_1)$;

2) определить порог сравнения $l_0 = \frac{P_1 C_{12}}{P_2 C_{21}}$,

где P_1, P_2 – априорные вероятности появления объектов A_1 и A_2 ; C_{12} и C_{21} – стоимости ошибок распознавания принять первый объект за второй и второй за первый;

3) если имеет место неравенство $l([X]) \geq l_0$, то принимается решение – объект A_2 ; если $l([X]) < l_0$, то должно быть принято решение – объект A_1 .

При использовании такого алгоритма будет минимальным математическое ожидание стоимости ошибок (среднего риска) $M[C] = P_1 P_{12} C_{12} + P_2 P_{21} C_{21}$, где P_{12} и P_{21} – вероятности принятия ошибочных решений.

Если неизвестны вероятности P_1 и $P_2 = 1 - P_1$, то порог сравнения можно выбрать, полагая стоимости ошибок C_{12} и C_{21} обратно пропорциональными вероятностями их появления P_1 и P_2 . В этом случае всегда $l_0 = 1$.

Второй способ выбора порога – по критерию Неймана – Пирсона: необходимо задать одну из вероятностей ошибок (например, P_{12}) и определить величину порога l_0 .

Решение удобно принимать, вычисляя логарифм отношения правдоподобия. В этом случае, если $Z = \ln l([X])$, то решающее правило обнаружения объекта A_2 имеет следующий вид:

- 1) по критерию среднего риска $-Z \geq 0$;
- 2) по критерию Неймана – Пирсона $-Z \geq Z_0$.

В рассматриваемом случае для независимых измерений условные законы распределения выборки $[X_k] = [X_1, X_2, \dots, X_k]$ запишутся в виде

$$W([X_k] / A_{1,2}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left[-\frac{1}{2\sigma^2} \sum_{i=1}^k (X_i - a_{1,2})^2\right]. \quad (1)$$

Для логарифмического отношения правдоподобия получаем выражение вида

$$Z(k) = \frac{a_2 - a_1}{\sigma^2} \left[\sum_{i=1}^k X_i - \frac{k(a_2 + a_1)}{2} \right]. \quad (2)$$

Последовательность $Z(k)$, $k = 1, 2, \dots$ представляет собой дискретный нормальный случайный сигнал, математическое ожидание которого до скачка ($k < K_1$), как это следует из (2), равно

$$M[Z(k/0)] = M_1(k) = -\frac{(a_2 - a_1)^2}{2\sigma^2} k, \quad 1 \leq k < K_1.$$

Разность $a_2 - a_1 = \Delta a$ представляет собой величину скачка. Отношение $\Delta a^2 / \sigma^2 = q^2$ равно отношению мощности скачка к мощности измерительного шума. Поэтому можно записать

$$M_1(k) = -q^2 k / 2, \quad 1 \leq k < K_1 \quad (3)$$

Математическое ожидание $Z(k)$ после скачка ($k \geq K_1$) запишется в виде

$$M[Z(k/c)] = M_2(k) = M_1(K_1 - 1) + q^2 (k - K_1 + 1) / 2.$$

В результате получаем

$$M_2(k) = q^2 (k - 2K_1 + 2) / 2. \quad (4)$$

Дисперсия $Z(k)$ не зависит от наличия скачка и равна

$$D[Z(k)] = (a_2 - a_1)^2 k / \sigma^2 = q^2 k. \quad (5)$$

Вероятность принятия решения в момент времени $\Delta t k$ можно определить как вероятность выполнения неравенства $Z(k) \geq 0$: $P_p(k) = \int_0^{\infty} W(Z(k)) dZ(k)$.

Используя (3), (4) и (5), получим

$$P_p(k) = \begin{cases} 1 - \Phi(q\sqrt{k}/2), & 1 \leq k < K_1, \\ \Phi\left(\frac{q(k - 2K_1 + 2)}{2\sqrt{k}}\right), & K_1 \leq k < \infty. \end{cases} \quad (6)$$

Анализ выражения (6) показывает, что вероятность принятия ошибочных решений (участок $1 \leq k < K_1$) непрерывно уменьшается и достигает минимума при $k = K_1 - 1$. Затем начинается медленное увеличение вероятности обнаружения скачка ($k \geq K_1$). В точке $k = 2(K_1 - 1)$ вероятность обнаружения равна 0,5, а запаздывание $-t_3 = \Delta t (K_1 - 1)$. Совершенно очевидно, что рассмотренный алгоритм не пригоден для практического использования, так как при $k \rightarrow \infty$ $t_3(k) \rightarrow \infty$, хотя при этом $P_p(k) \rightarrow 1$.

Для уменьшения запаздывания необходимо отбросить (забыть) часть старых измерений. Эту процедуру можно выполнить при помощи n -мерного подвижного окна, которое из последовательности $X(k)$ выделяет последовательность $X(k-n)$, $X(k-n+1)$, $X(k-n+2)$, ..., $X(k-1)$. В этом случае логарифмическое отношение правдоподобия запишется в виде

$$Z(k) = \frac{a_2 - a_1}{\sigma^2} \left[\sum_{i=1}^n X(k-i) - \frac{n(a_2 + a_1)}{2} \right]. \quad (7)$$

Если на участке в точке k ($n \leq k \leq K_1$) имеет место неравенство $Z(k) > 0$, то такое событие называется ложной тревогой и его вероятность равна

$$P_{ЛТ} = \int_0^{\infty} W(Z/0) dZ = \frac{1}{\sqrt{2\pi D}} \int_0^{\infty} e^{-\frac{(Z-M_1)^2}{2D}} dZ = 1 - \Phi\left(\frac{q\sqrt{n}}{2}\right). \quad (8)$$

Чтобы скачок был обнаружен, необходимо выполнение следующего условия: на участке $1 < k \leq K_1 - 1$ не должно быть ни одной ложной тревоги. Вероятность этого события (отсутствия ложного обнаружения) равна

$$1 - P_{ЛО} = (1 - P_{ЛТ})^{K_1 - 1} = \left[\Phi\left(\frac{q\sqrt{n}}{2}\right) \right]^{K_1 - 1}.$$

Таким образом, чтобы удовлетворить требованиям высокой вероятности обнаружения скачка заданной интенсивности q необходимо увеличивать размер окна и уменьшать вероятность ложной тревоги.

В реальных условиях задача обнаружения скачков отличается от идеализированной модели и прежде всего по содержанию априорной информации о контролируемом процессе.

Возможны следующие варианты исходных данных:

1) при нормальных измерениях известно начальное значение a_1 , неизвестна величина скачка $\Delta a = a_2 - a_1$, известна или неизвестна дисперсия измерительного шума;

2) при нормальних измерениях неизвестными являются a_1 и a_2 ; известна или неизвестна дисперсия измерительного шума;

3) при нормальных измерениях ожидается скачок мощности измерительного шума;

4) законы распределения измерений неизвестны, скачком может изменяться как вид закона, так и его параметры;

5) ожидается, что в неизвестный момент времени контролируемый процесс становится нестационарным (например, начинает изменяться его математическое ожидание или дисперсия).

Необходимо в условиях априорной неопределенности исходных данных предложить и исследовать алгоритмы обработки измерений и решающие правила обнаружения скачков, оценки их интенсивности и ошибок определения времени появления (времени запаздывания). На основе этих данных может быть решена задача прогнозирования состояния контролируемого объекта и обнаружения аварийных ситуаций.

Выводы. Сформулирована задача автоматического контроля переменных, характеризующих текущее состояние электрической ракетной двигательной установки на базе холлового двигателя. Определены информативные признаки подсистем ЭРДУ и характер их изменения в процессе работы двигательной установки. Сформулирована математическая задача обнаружения скачкообразных изменений информативных признаков ЭРДУ. Представлены алгоритмы обнаружения скачкообразных изменений информативных признаков при различном объеме априорной информации. Предложенные алгоритмы могут быть использованы при разработке реальных электрических ракетных двигательных установок.

Библиографические ссылки

1. **Архипов А. С.** Стационарные плазменные двигатели Морозова / А. С. Архипов, В. П. Ким, Е. К. Сидоренко. – М. : МАИ, 2012. – 292 с.
2. **Бокс Дж.** Анализ временных рядов, прогноз и управление / Дж. Бокс, Г. Дженкинс – М. : Мир, 1974.
3. **Бугрова А. И.** Плазменные ускорители и ионные инжекторы / А. И. Бугрова, В. П. Ким; под общ. ред. Н. П. Козлова, А. И. Морозова. – М. : Наука, 1984. – 272 с.
4. **Дуда Р.** Распознавание образов и анализ сцен / Р. Дуда, П. Харт. – М. : Мир, 1976.
5. **Левин Б. Р.** Теоретические основы статистической радиотехники. Книга 2. – М. : Сов. радио, 1975.
6. **Левин Б. Р.** Теоретические основы статистической радиотехники. Книга 3. – М. : Сов. радио, 1976.
7. **Ломакин В. Д.** Результаты математического моделирования системы подачи как исполнительного устройства для ЭРД / В. Д. Ломакин, С. Е. Быков, А. Н. Петренко // Труды II Всесоюзной научно-технической конференции "Современные проблемы двигателей и энергетических установок летательных аппаратов". – М. : МАИ, 1980. – С. 133.
8. Обнаружение изменения свойств сигналов и динамических систем / под ред. М. Бассавиль, А. Банвениста. – М. : Мир, 1989.
9. Технические средства диагностирования : справочник / В. В. Ключев и др. ; под общ. ред. В. В. Ключева. – М. : Машиностроение, 1989.
10. **Petrenko O. N.** Results of Research of Steady Work Modes of Stationary Plasma Thrusters", Processing of the 47th International Astronautical Congress, IAF-96-S.3.03, Beijing, China, 7–11 October, 1996.

11. **Petrenko O. N.** “Problem of Automatic Control and Parameters Monitor System Designing for the Electrical Propulsion Engine Modules”, Processing of the Fourth Ukraine-Russia-China Symposium on Space Science and Technology, Vol. 1, P. 349–351, September 12–17, 1996, Kiev, Ukraine.

12. **Petrenko O. N.** “The Problem of Control and Monitor Units Development for the Electrical Propulsion Modules” / Petrenko O. N., Prisiakov V. F. // Processing of the First IAA Symposium on Realistic Near-term Advanced Scientific Space Missions, June 25–27, 1996, Torino, Italy.

Надійшла до редколегії 06.10.2017

УДК 537.52, 629.78

А. Н. Петренко, В. П. Малайчук

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АЛГОРИТМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Рассмотрены алгоритмы автоматического контроля текущих параметров электрических ракетных двигательных установок. Представлены алгоритмы обнаружения скачкообразных изменений информативных признаков при различном объеме априорной информации, а также изменения информативных признаков в виде линейных трендов.

Ключевые слова: электрическая ракетная двигательная установка, измерение параметров, автоматический контроль, алгоритмы контроля.

Розглянуто алгоритми автоматичного контролю поточних параметрів електричних ракетних двигунних установок. Представлені алгоритми виявлення ступеневих змін інформативних ознак при різному обсязі априорної інформації, а також змін інформативних ознак у вигляді лінійних трендів.

Ключові слова: електрична ракетна двигунна установка, вимірювання параметрів, автоматичний контроль, алгоритми контролю.

Algorithms of the parameters automatic control of the electric propulsion engine unit are described. The algorithms for detecting jump-like changes in informative features for different volumes of apriority information and changes of the information features in a form of the linear trends are presented.

Keywords: electric propulsion engine unit, measurements of the parameters, automatic control, algorithms of control.

Известно, что параметры и характеристики электрических ракетных двигательных установок (ЭРДУ) изменяются с течением времени [1; 3]. Отсюда вытекает задача автоматического контроля параметров подсистем ЭРДУ в процессе их функционирования. Для автоматического контроля параметров подсистем ЭРДУ используются измерения информативных признаков, которые характеризуют функционирование и работоспособность установок.

Моделью таких измерений может служить последовательность случайных величин – одномерный случайный сигнал $X(1), X(2), X(3), \dots, X(k)$ или последовательность случайных векторов $[X(1)], [X(2)], \dots, [X(k)]$ – многомерный дискретный случайный сигнал, где $[X(k)] = [X_1(k), X_2(k), \dots, X_m(k)]^T$; T – знак транспонирования. Свойства дискретных сигналов и их использование для

решения задач прогнозирования и управления рассмотрены в работе [2]. Очевидно, что измеренные сигналы содержат информацию о состоянии подсистем ЭРДУ и могут использоваться для решения задач контроля.

1. Задача обнаружения скачков информативных признаков подсистем ЭРДУ при нормальных измерениях в условиях неопределенности исходных данных.

Предположим, что для некоторого информативного признака, характеризующего состояние двигательной установки, известны только математическое ожидание a_1 и дисперсия σ^2 . Решающее правило запишем в виде $Z(k) \geq Z_0$, где $Z(k)$ вычисляется по формуле

$$Z(k) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X(k-i) - a_1).$$

Очевидно, что математическое ожидание $M[Z(k) / 0]$ на участке $1 \leq k < k_1$ равно нулю, а дисперсия $D[Z(k)] = (1/n) \sigma^2$. Определим вероятность ложной тревоги

$$P_{JT} = 1 - \int_{-Z_0}^{Z_0} W(Z/0) dZ = 2 \left(1 - \Phi \left(\frac{Z_0}{\sqrt{D}} \right) \right). \quad (1)$$

Из (1) следует расчетное соотношение для вычисления порога

$$Z_0 = \frac{\sigma}{\sqrt{n}} \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{P_{JT}}{2} \right). \quad (2)$$

На участке $k \geq (k_1 + n - 1)$ математическое ожидание $Z(k)$ равно

$$M[Z(k)] = a_2 - a_1 = \Delta a.$$

Следовательно, для вычисления вероятности принятия решения о наличии скачка P_{pc} получим формулу

$$P_{pc} = 1 - \int_{-Z_0}^{Z_0} W(Z) dZ = 1 - \Phi \left[q\sqrt{n} + \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{P_{JT}}{2} \right) \right] + \Phi \left[q\sqrt{n} - \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{P_{JT}}{2} \right) \right], \quad (3)$$

где $q = \Delta a / \sigma$.

Если дисперсия $D[Z(k)]$ информативного признака неизвестна, то ее можно заменить оценкой, которую можно получить в виде

$$D^*[Z(k)] = \frac{1}{n^2} \sum_{i=1}^n (X(k-i) - a_1)^2. \quad (4)$$

Порог запишем в виде

$$Z_0^*(k) = \sqrt{D^*(k)} \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{m}{2} \right) \quad (5)$$

На рис. 1 представлены результаты вычислительного эксперимента: исходные сигналы $X(k)$, $Z(k)$, порог $Z_0(k)$ и вероятности принятия решения $P_{pc}(k)$ для двух случаев – $DZ(k) = \sigma^2 / n$ и $DZ(k) = D^*(k)$. Как видно из представленных графиков, отсутствие информации о дисперсии слабо влияет на возможности обнаружения скачка.

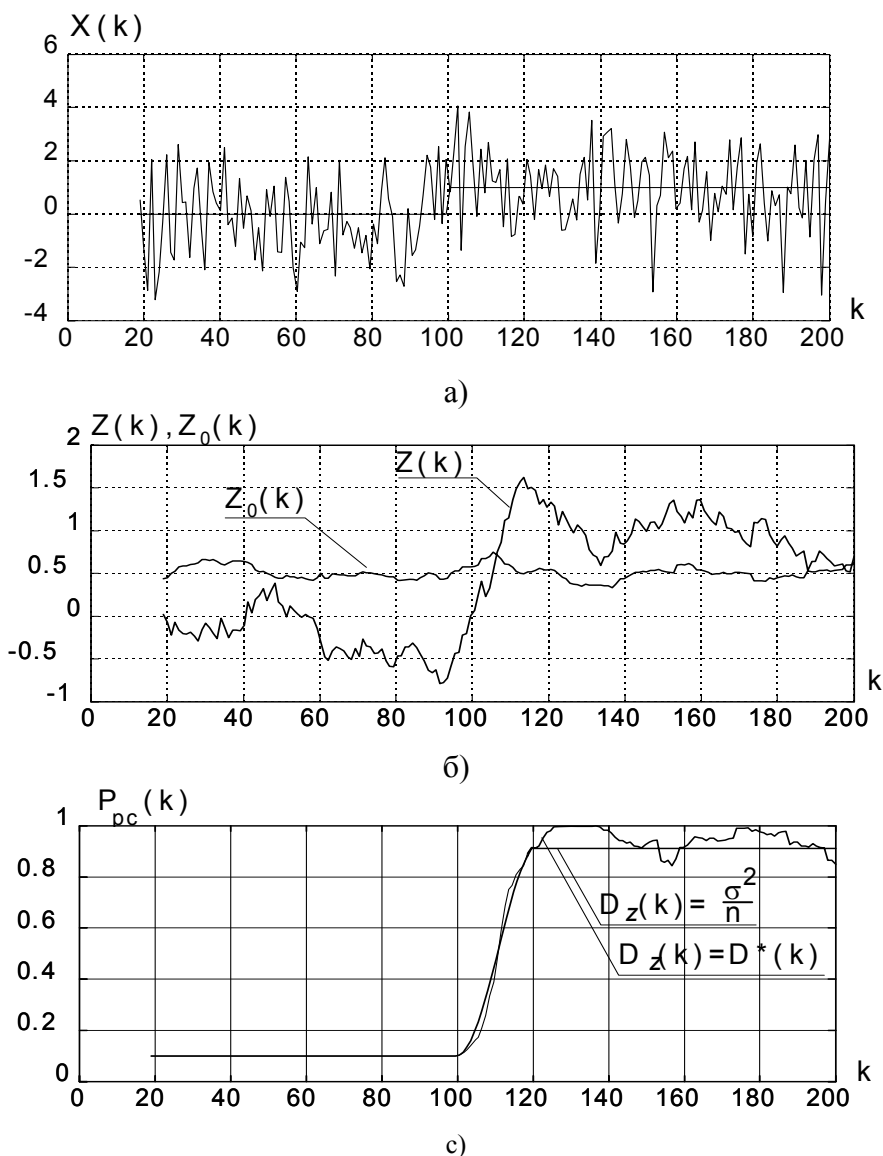


Рис. 1. Результаты моделирования процесса обнаружения скачкообразного изменения сигнала (a_1 и σ_2 неизвестны)

Если неизвестны параметры информативного признака a_1 и a_2 , измерения $X(k)$ равны $X(k) = a_1 + \Delta X(k)$, $k < k_1$, $X(k) = a_2 + \Delta X(k)$, $k \geq k_1$; неизвестны момент k_1 и направление скачка (больше, меньше), то рассмотренные выше алгоритмы обработки измерений не могут быть использованы. Поэтому разделим окно пополам и выделим две выборки: $X(k - n / 2)$, $X(k - n / 2 + 1)$, ..., $X(k - 1)$ и $X(k)$, $X(k + 1)$, ..., $X(k + n / 2 - 1)$.

Определим средние значения для каждой из выборок измерений

$$y_1(k) = \frac{2}{n} \sum_{i=1}^{n/2} X(k-i), \quad y_2(k) = \frac{2}{n} \sum_{i=1}^{n/2} X(k+i-1).$$

Разность полученных средних $Z(k) = y_2(k) - y_1(k)$ может служить показателем однородности контролируемой выборки $X(k)$. При отсутствии скачка математическое ожидание $Z(k)$ равно нулю, а дисперсия – $(4/n)\sigma^2$.

Если использовать решающее правило в виде $|Z(k)| \geq Z_0$, то $m = 2 \left[1 - \Phi^{(-1)} \left(\frac{Z_0 \sqrt{n}}{2\sigma} \right) \right]$. Из этого выражения определим значение порога

$Z_0 = \frac{2}{\sqrt{n}} \sigma \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{m}{2} \right)$. Вероятность принятия решения о наличии скачка P_{pc}

зависит от математического ожидания $Z(k)$, значение которого изменяется в переходной зоне $(k_1 - n/2) \leq k \leq (k_1 + n/2 - 1)$ по закону равнобедренного треугольника

$$M_2(k) = \begin{cases} \Delta a + \frac{2\Delta a}{n}(k - k_1), & (k_1 - \frac{n}{2}) \leq k \leq k_1, \\ \Delta a - \frac{2\Delta a}{n}(k - k_1), & k_1 \leq k \leq (k_1 + \frac{n}{2}). \end{cases} \quad (6)$$

Следовательно, в этой зоне

$$P_{pc}(k) = 1 - \Phi \left[\frac{M_2(k)\sqrt{n}}{2} + \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{m}{2} \right) \right] + \Phi \left[\frac{M_2(k)\sqrt{n}}{2} - \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{m}{2} \right) \right].$$

В момент $k = k_1$ математическое ожидание $M_2(k)$ максимально и равно Δa . В этот же момент времени принимает максимальное значение и вероятность $P_{pc}(k)$

$$P_{pc}(k) = 1 - \Phi \left[\frac{q\sqrt{n}}{2} + \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{m}{2} \right) \right] + \Phi \left[\frac{q\sqrt{n}}{2} - \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{m}{2} \right) \right]. \quad (7)$$

Если дисперсия измерительного шума неизвестна, то ее можно заменить оценкой:

$$D_Z^*(k) = \frac{4}{n^2} \left[\sum_{i=1}^{n/2} \left((X(k-i) - y_1(k))^2 + (X(k+i-1) - y_2(k))^2 \right) \right]. \quad (8)$$

Для порога сравнения получим

$$Z_0^*(k) = \sqrt{D_Z^*(k)} \Phi^{(-1)} \left(1 - \frac{m}{2} \right). \quad (9)$$

На рис. 2 представлены результаты вычислительного эксперимента обнаружения скачка по разности средних значений, если a_1, a_2 и σ^2 неизвестны.

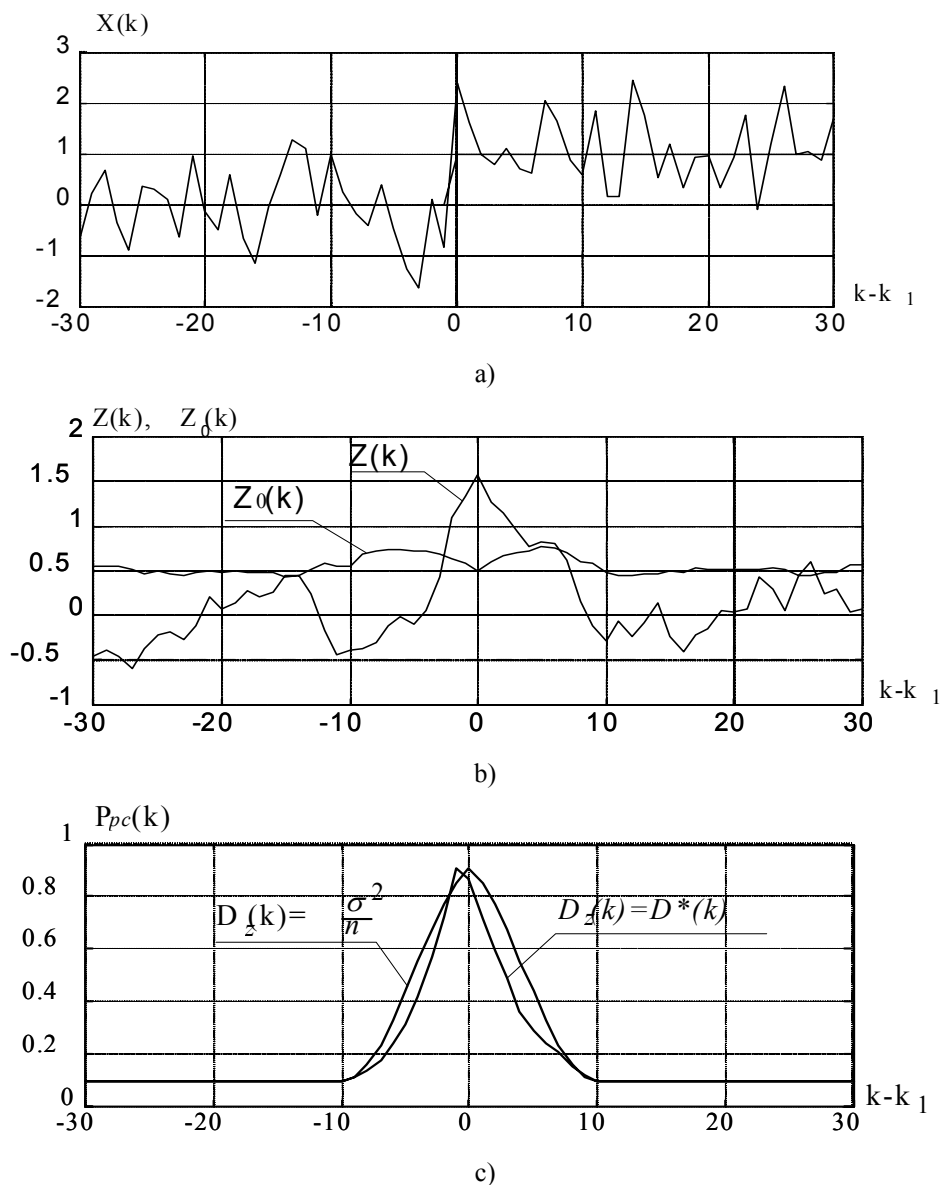


Рис. 2. Результаты моделирования процесса обнаружения скачкообразного изменения сигнала (a_1, a_2, σ^2 неизвестны)

2. Задача обнаружения линейного и квадратичного трендов в контролируемых параметрах электрических ракетных двигательных установок.

Наряду со скачкообразными изменениями параметров контролируемых процессов в электрических ракетных двигательных установках возможны их медленные изменения [6–8]. Моделью таких процессов может служить линейный тренд, который можно представить в виде

$$U(k) = a_0 + a_1 k. \tag{10}$$

Медленные изменения контролируемых параметров могут перерастать в быстрые. В этом случае они могут описываться квадратичным уравнением вида

$$U(k) = a_0 + a_1 k + a_2 k^2. \tag{11}$$

Обработка измерений таких контролируемых процессов, искаженных шумовыми помехами, состоит в том, чтобы обнаружить момент начала линейного или квадратичного тренда и оценить его параметры. Модель измерителя в этом случае запишем в виде $X(k) = U(k) + \Delta X(k)$. Полагаем, что $\Delta X(k)$ – последовательность нормальных случайных величин с нулевым математическим ожиданием. В работах [4; 5] рассмотрены различные критерии обнаружения трендов. Предполагается, что лучшим из них является критерий, основанный на ранговой корреляции R_i между порядком случайных величин во времени и их порядком по амплитуде.

Рассмотрим выборку случайных величин в пределах подвижного окна

$$X(k-n+1), X(k-n+2), \dots, X(k-j), \dots, X(k-1), X(k), (j = 1, 2, \dots, n).$$

Введем в рассмотрение функцию

$$H_{ij}(k) = \begin{cases} 1, & X(k-i+1) \geq X(k-j+1), i < j, \\ 0, & X(k-i+1) < X(k-j+1), i < j. \end{cases}$$

Подсчитаем число пар, для которых $X(k-i+1) \geq X(k-j+1), i < j$,

$$Q(k) = \sum_{i < j}^n H_{ij}(k). \quad (12)$$

Последнее выражение можно записать в виде

$$Q(k) = \frac{1}{2} \sum_{i < j}^n [1 + \text{sign}(X(k-i+1) - X(k-j+1))]. \quad (13)$$

Если разность $X(k-i+1) - X(k-j+1) = Z_{ij}$ является случайной величиной с нулевым математическим ожиданием и симметричным законом распределения, то математическое ожидание величины $Q(k)$ равно

$M[Q(k)] = \frac{n(n-1)}{4}$, так как математическое ожидание

$M[\text{sign}(X(k-i+1) - X(k-j+1))] = 0$. Как показано в работе [5], дисперсия $Q(k)$

зависит только от размеров окна $D[Q(k)] = \frac{n(n-1)(2n+5)}{72}$.

Отношение $Q(k) / M[Q(k)]$ характеризует степень связи между случайными величинами $X(k-i+1)$ и $X(k-j+1)$. Коэффициент ранговой корреляции записывается в виде

$$r(k) = 1 - \frac{4Q(k)}{n(n-1)}. \quad (14)$$

Если тренда нет и $X(k)$ – независимые случайные величины с симметричным распределением, то плотность вероятности $W(r)$ аппроксимируется нормальным законом с нулевым математическим ожиданием

и дисперсией $D(r) = \frac{2(2n+5)}{9n(n-1)}$. При наличии тренда в пределах окна

$X(k) = a_0 + a_1 k + \Delta X(k)$ математическое ожидание $M[H_{ij}(k)]$ равно вероятности того, что $Z_{ij} = (X_i - X_j) \geq 0$. Если $X(k)$ – нормальные случайные величины, то Z_{ij} имеет нормальное распределение с математическим ожиданием $M[Z_{ij}] = a_1(j-i)$ и дисперсией $D[Z_{ij}] = 2\sigma_x^2$.

Следовательно,

$$M[H_{ij}(k)] = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \frac{1}{\sqrt{2\sigma_x^2}} \int_0^\infty e^{-\frac{(Z - a_1(j-i))^2}{4\sigma_x^2}} dZ = \Phi\left[\frac{a_1(j-i)}{\sqrt{2}\sigma_x}\right],$$

$$M[Q(k)] = \sum_{i < j}^n M[H_{ij}(k)].$$

В результате получаем $M[Q(k)] = \sum_{i < j}^n \left[1 - \Phi\left(\frac{a_1(j-i)}{\sqrt{2}\sigma_x}\right) \right]$.

Это выражение можно преобразовать к виду

$$\begin{aligned} M[Q(k)] &= \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n \left[1 - \Phi\left(\frac{a_1(j-i)}{\sqrt{2}\sigma_x}\right) \right] = \\ &= \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=1}^{n-i} \left[1 - \Phi\left(\frac{a_1 j}{\sqrt{2}\sigma_x}\right) \right] = \\ &= \frac{n(n-1)}{2} - \sum_{i=1}^{n-1} i \cdot \Phi\left(\frac{a_1(n-i)}{\sqrt{2}\sigma_x}\right). \end{aligned}$$

Таким образом, при наличии линейного тренда коэффициент ранговой корреляции является нормальной случайной величиной с математическим ожиданием

$$a_r = M[r_k] = \frac{4}{n(n-1)} \sum_{i=1}^{n-1} i \cdot \Phi\left(\frac{q}{\sqrt{2}}\left(1 - \frac{i}{n}\right)\right) - 1, \quad (15)$$

где $q = na_1 / \sigma_x$ – отношение сигнал / шум (na_1 – изменение сигнала за счет тренда в пределах подвижного окна).

Если решения принимаются по критерию Неймана – Пирсона $|r(k)| \geq r_0$, то значение порога определяется по заданной величине вероятности ложной тревоги

$$r_0 = \sqrt{D_r} \cdot \Phi^{(-1)}\left(1 - \frac{P_{ЛТ}}{2}\right) = \sqrt{\frac{2(2n+5)}{9n(n-1)}} \cdot \Phi^{(-1)}\left(1 - \frac{P_{ЛТ}}{2}\right). \quad (16)$$

Вероятность обнаружения тренда можно оценить по формуле

$$P_{от} = 1 - \Phi\left(\frac{a_r + r_0}{\sqrt{D_r}}\right) + \Phi\left(\frac{a_r - r_0}{\sqrt{D_r}}\right). \quad (17)$$

При $q \rightarrow \infty$, $a_r \rightarrow 1$ можно оценить предельные возможности обнаружения трендов

$$P_{от} = 1 - \Phi\left(\frac{3\sqrt{n(n-1)}}{\sqrt{4n+10}} + \Phi^{(-1)}\left(1 - \frac{P_{лт}}{2}\right)\right) + \Phi\left(\frac{3\sqrt{n(n-1)}}{\sqrt{4n+10}} - \Phi^{(-1)}\left(1 - \frac{P_{лт}}{2}\right)\right).$$

На рис. 3 представленны предельные характеристики обнаружения, из которых следует что при вероятности ложной тревоги $P_{лт} > 0,1$ размер подвижного окна должен выбираться не менее 10 ($n \geq 10$), а при вероятности ложной тревоги $P_{лт} > 0,001$ – не менее 20 ($n \geq 20$). Зависимости вероятности обнаружения трендов от отношения сигнал-шум представлены на рис. 4, из которых следует, что для уверенного обнаружения должно выполняться условие: $q > (3...5)$.

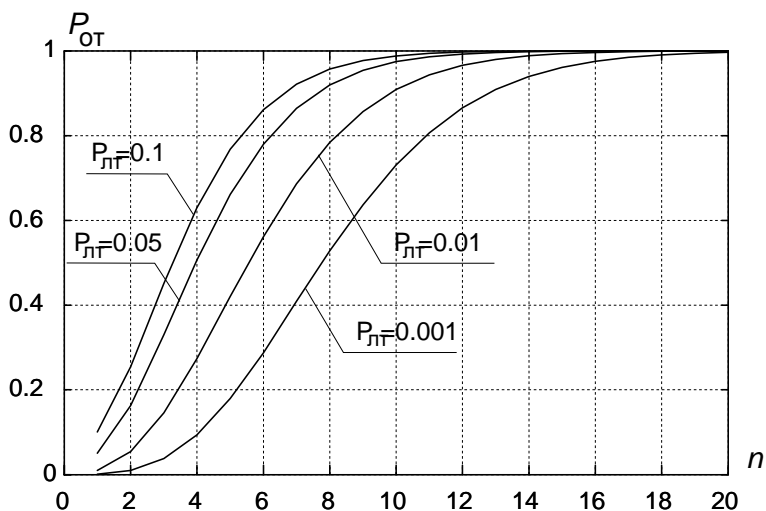


Рис. 3. Предельные характеристики обнаружения трендов в измеряемых сигналах электрических ракетных двигательных установок

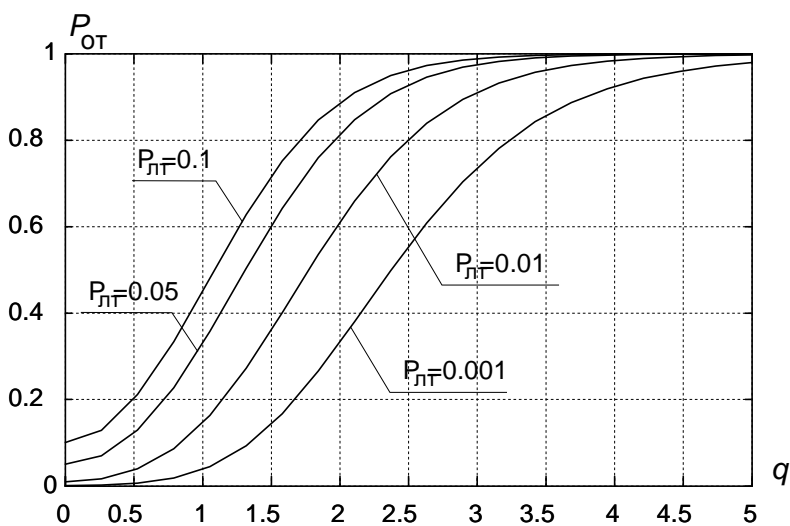


Рис. 4. Характеристики обнаружения трендов ($n = 20$)

Выводы. Рассмотрены алгоритмы автоматического контроля переменных, характеризующих текущее состояние электрических ракетных двигательных установок. Предложены алгоритмы, обеспечивающие обнаружение скачкообразного изменения информативных признаков подсистем ЭРДУ, а также изменения информативных признаков в виде трендов. Предложенные алгоритмы автоматического контроля могут быть использованы при разработке различных типов электрических ракетных двигательных установок.

Библиографические ссылки

1. **Архипов А. С.** Стационарные плазменные двигатели Морозова / А. С. Архипов, В. П. Ким, Е. К. Сидоренко. – М. : МАИ, 2012. – 292 с.
2. **Бокс Дж.** Анализ временных рядов, прогноз и управление / Дж. Бокс, Г. Дженкинс. – М. : Мир, 1974.
3. **Бугрова А. И.** Плазменные ускорители и ионные инжекторы / А. И. Бугрова, В. П. Ким ; под общ. ред. Н. П. Козлова, А. И. Морозова. – М. : Наука, 1984. – 272 с.
4. Обнаружение изменения свойств сигналов и динамических систем / под ред. М. Бассавиль, А. Банвениста. – М. : Мир, 1989.
5. Технические средства диагностирования : справочник / В. В. Клюев и др. ; под общ. ред. В. В. Клюева. – М. : Машиностроение, 1989.
6. **Petrenko O. N.** Results of Research of Steady Work Modes of Stationary Plasma Thrusters”, Processing of the 47th International Astronautical Congress, IAF-96-S.3.03, Beijing, China, 7–11 October, 1996.
7. **Petrenko O. N.** “Problem of Automatic Control and Parameters Monitor System Designing for the Electrical Propulsion Engine Modules”, Processing of the Fourth Ukraine-Russia-China Symposium on Space Science and Technology, Vol. 1, P. 349–351, September 12–17, 1996, Kiev, Ukraine.
8. **Petrenko O. N.** “The Problem of Control and Monitor Units Development for the Electrical Propulsion Modules” / Petrenko O. N., Prisiakov V. F. // Processing of the First IAA Symposium on Realistic Near-term Advanced Scientific Space Missions, June 25–27, 1996, Torino, Italy.

Надійшла до редколегії 06.10.2017

УДК 669.45 + 669.046.558

С. А. Полишко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

СТАБИЛИЗАЦИЯ ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА ПРИ ВЫПЛАВКЕ КОЛЕСНОЙ СТАЛИ КЛАССА «С»

Рассмотрены основные причины появления брака колесных сталей класса «С». Исследована структура и неметаллические включения в данной стали, определен разброс химического состава и выявлены причины возникновения ликватов. Указаны пути снижения концентрации вредных примесей и повышения качества готовой продукции.

Ключевые слова: стабилизация, колесная сталь класса «С», структура, неметаллические включения.

Розглянуто основні причини появи браку колісних сталей класу «С». Досліджено структуру і неметалеві включення в даній сталі, визначено розкид хімічного складу та виявлено причини виникнення лікватів. Вказано шляхи зниження концентрації шкідливих домішок і підвищення якості готової продукції.

Ключові слова: стабілізація, колісна сталь класу «С», структура, неметалеві включення.

This article deal with were considered main reasons for the appearance of a marriage of wheel steels class "C". The structure and nonmetallic inclusions in this steel are investigated, the distribution of the chemical composition is determined, and the causes of occurrence of liquates are revealed. The ways of reducing the concentration of harmful impurities and improving the quality of finished products are indicated.

Keywords: stabilization, wheel steel of class «C», structure, non-metallic inclusions.

Одной из сложнорешаемых и важных задач металлургической отрасли является получение стабильного химического состава и оптимального уровня механических характеристик сталей различного назначения. Однако из-за попадания из неконтролируемых ломов, лигатур, шихты в расплав различных вредных примесей, таких как сера и фосфор, значительно ухудшается качество готовой продукции.

Так же, как показывает практика, из-за больших объемов расплава в ковше, а также из-за применения неконтролируемых по содержанию химических элементов ломов с помощью применения только лишь традиционных технологий выплавки стали добиться получения повышения качества металлургической продукции невозможно.

Поэтому в условиях ОАО ИНТЕРПАЙП НТЗ была проведена выплавка класса «С» в мартеновских 100-тонных печах. Эта сталь обладает структурой, свойствами и составом, удовлетворяющими требованиям ГОСТ 10791-2011. Это подтверждено нашими экспериментальными исследованиями [1–3]. Были исследованы образцы готовых колес серийного производства. Анализ 137 промышленных плавов стали класса «С» показал следующее.

Химический состав исследуемого металла соответствовал требованиям технической документации и приведен в табл. 1. Его отличительные особенности были следующими.

Таблица 1

**Химический состав стали класса «С» в промышленных плавках
(средние значения)**

Источник данных	Массовая доля элементов, %												
	C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Cu	Al	Mo	V	Ti	Nb
ГОСТ 10791-2011	0,70 - 0,74	0,70-0,82	0,25 - 0,37	≤ 0,018	0,005 - 0,018	0,10 - 0,20	≤ 0,25	≤ 0,25	0,013 - 0,030	≤ 0,10	≤ 0,04	≤ 0,03	≤ 0,05
Пром. плавки	0,72	0,76	0,34	0,01	0,01	0,15	0,05	0,06	0,01	0,00	0,00	0,01	0,01

В промышленных плавках полностью отсутствуют два важнейших элемента, Mo и V, без которых трудно получить стабильные и высокие характеристики механических свойств, особенно повышенную трещиностойкость.

Постоянная цифра содержания Nb (< 0,01 %) не вносит ясности: есть ли ниобий в этой плавке или его нет. В то же время Nb необходим в малых, но оптимальных количествах, чтобы стабилизировать карбиды (легированный

цементит) в объеме зерен, включая границы зерен. Как показано ниже, все границы зерен в стали класса «С» заняты ферритными окаймлениями, присутствие которых должно быть вообще исключено. Присутствие Nb, даже в небольших количествах, как предусмотрено ГОСТом, исключало бы этот серьезный дефект структуры.

Содержание фосфора и серы для такой стали как сталь класса «С», с высокой прочностью, малой ударной вязкостью и пластичностью, в промышленных плавках слишком высокое. Из всех плавков ~ 20 % имеют повышенное содержание серы, близкое к верхнему пределу, и 65,7 % – повышенное содержание фосфора, что создает высокую вероятность разрушения при циклических нагрузках.

На рис. 1 приведены результаты исследования суммы легирующих элементов ($\Sigma ЛЭ$) в реальных промышленных плавках. Количественно $\Sigma ЛЭ$ отличаются не столь существенно (на ~ 20 %), но качественно различия значительные. Сталь недолегирована Mo, Nb, V, что снижает все качественные и количественные показатели стали класса «С» по механическим и эксплуатационным свойствам.



Рис. 1. Сумма легирующих элементов в промышленных плавках

Исследование промышленных образцов стали класса «С» показало, что во всех плавках обнаружено заметное количество избыточного феррита с наиболее неблагоприятным расположением его по границам колоний перлита. Причем не только в образцах разных плавков, но и в одних и тех же плавках обнаружены совершенно разные структуры при одном и том же увеличении (рис. 2 а, б).

Выявлены грубые выделения феррита (до ~ 30 %), которых в структуре стали класса «С» вообще не должно быть, а также неметаллические включения в виде сульфидов (рис. 2 в, г). Причины – недолегированность карбидообразующими элементами (V, Nb, Mo, Cr, Ti) и несоответствующие составу режимы термической обработки.

Были подсчитаны плавки из стали класса «С», которые классифицированы как бракованные по данным ультразвукового контроля и по всем другим признакам. По этим результатам построены гауссовские кривые распределения количества отбракованных колес в промышленных плавках (рис. 3, 4).

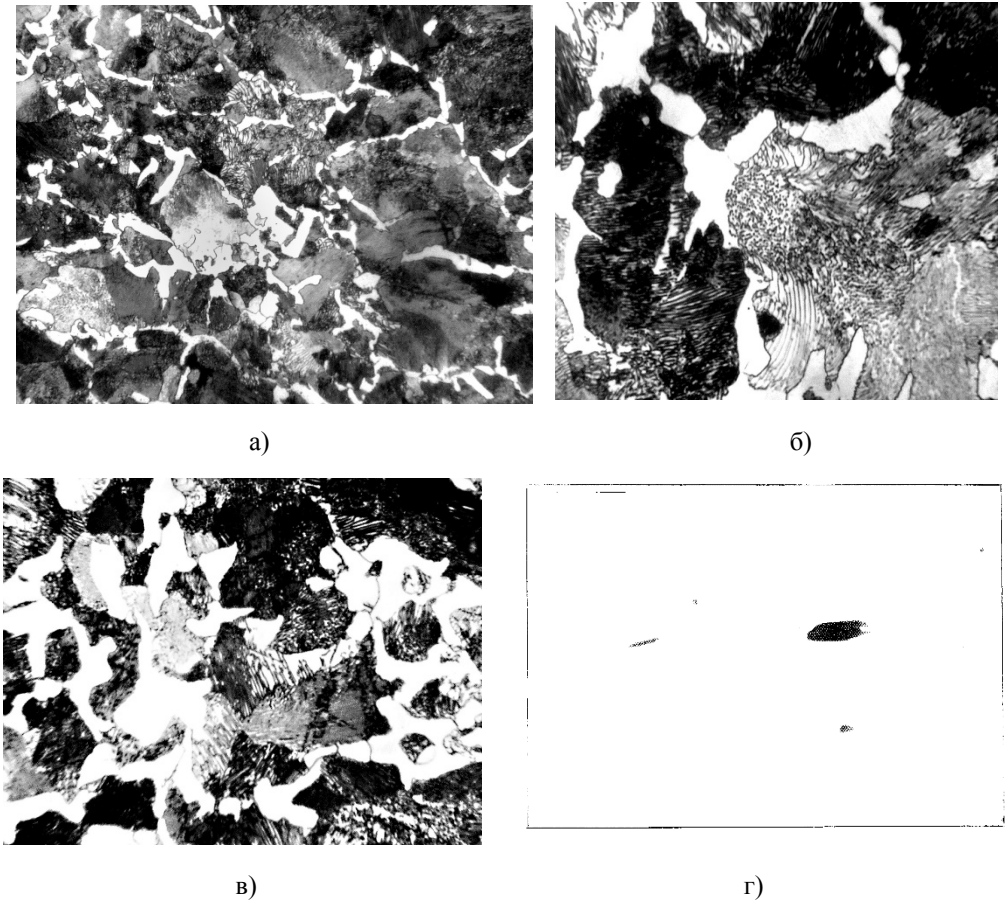


Рис. 2. Структура колесной стали класса «С»:

а) выделения избыточного феррита по границам перлитных колоний, x500; б) грубые выделения избыточного феррита в стали класса «С», где его вообще не должно быть, x1250; в) значительное количество избыточного феррита, где его не должно быть в стали класса «С», x1250, г) неметаллические включения в стали класса «С» (сульфиды, оксиды, сложные комплексные соединения), x500

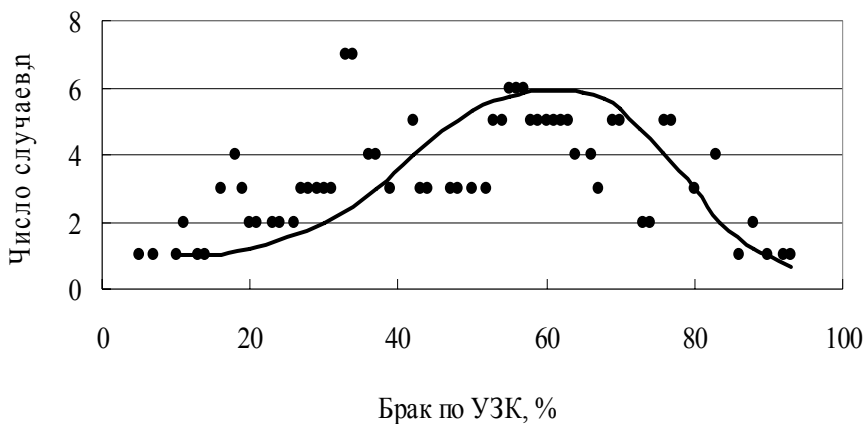


Рис. 3. Гауссовская кривая распределения числа случаев брака по УЗК в промышленных плавках стали класса «С»

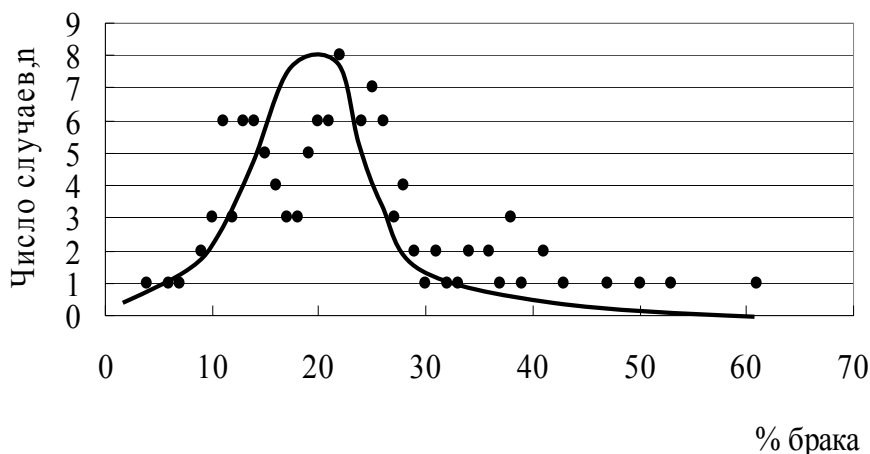


Рис. 4. Гауссовская кривая распределения % брака в плавках стали класса «С»

Из анализа представленных данных следует, что общее количество брака по колесам из стали класса «С» (137 плавков) составляет 22 %, по УЗК – 49 %, по твердости – 42 %, по магнито - порошковой дефектоскопии – 16 %.

Ранее установлена общая сумма легирующих элементов, которая отличается в промышленных плавках лишь на 20 % от $\sum \text{ЛЭ}$. Такая разница вряд ли могла быть причиной брака колес до 22–49 %. Поскольку не исключали, что причиной мог быть разброс значений содержания каждого из элементов, исследовали разницу между max и min концентрациями всех компонентов стали «С» в 137 плавках по отношению к минимальному значению (рис. 5).

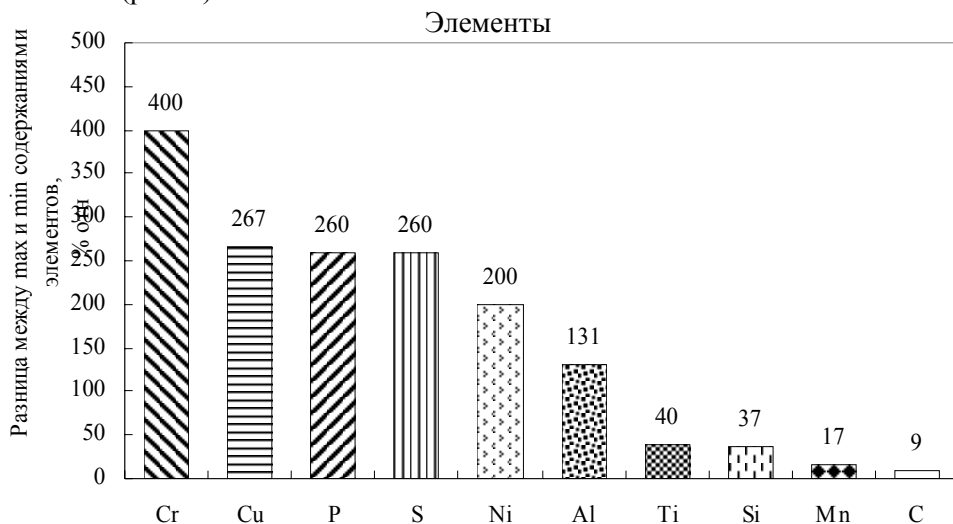


Рис. 5. Гистограмма разницы между max и min содержаниями элементов (% отн) в 137 плавках стали класса «С»

Большая разница межплавочного состава свидетельствует о нестабильной концентрации элементов в стали класса «С». Убывающий ряд последовательности нестабильности концентраций в 137 плавках имеет вид:

Cr → Cu → P → S → Ni → Al → Ti → Si → C
 400% 267% 260% 260% 200% 131% 40% 37% 9%.

Для Ti, Si, C різниця вмісту знаходилась в допустимих межах, тому для подальшого аналізу по причинах нестабільності розглянуті інші елементи Cr, Cu, P, S, Ni, Al. Досліджували коефіцієнти варіації (V), які враховують ступінь стабільності кожного елемента по 137 пробах. Чим вище коефіцієнт варіації V, тим більше нестабільність (рис. 6).

Як випливає з аналізу рис. 5, найбільш нестабільною виявилась сума легируючих елементів. Це означає, що вміст кожного з елементів во всіх пробах найбільш суттєво відрізнявся один від одного.

Високі коефіцієнти варіації V по P і S пов'язані з тим, що за ГОСТ 10791-2011 допускаються дуже широкі межі їх вмісту, а саме: $P \leq 0,018 \%$, а $S = 0,005 - 0,018 \%$. Оскільки фосфор розчиняється тільки в ферриті, а надлишкового ферриту не повинно бути в структурі сталі класу «С», як доведено нами вище, то він міг розчинятися тільки в ферриті перліту і це не представляло б небезпечності. Однак реально во всіх пробах сталі класу «С», як показано металлографічними дослідженнями (рис. 2), існує значительна кількість надлишкового ферриту. Оскільки феррит при охолодженні сталі формується раніше перліту, фосфор буде знаходитися переважно в ферриті, зміцнюючи і крихкую його. Тому в подальшому підприємствах, які виробляють сталеву продукцію, бажано знизити верхню межу вмісту фосфора.

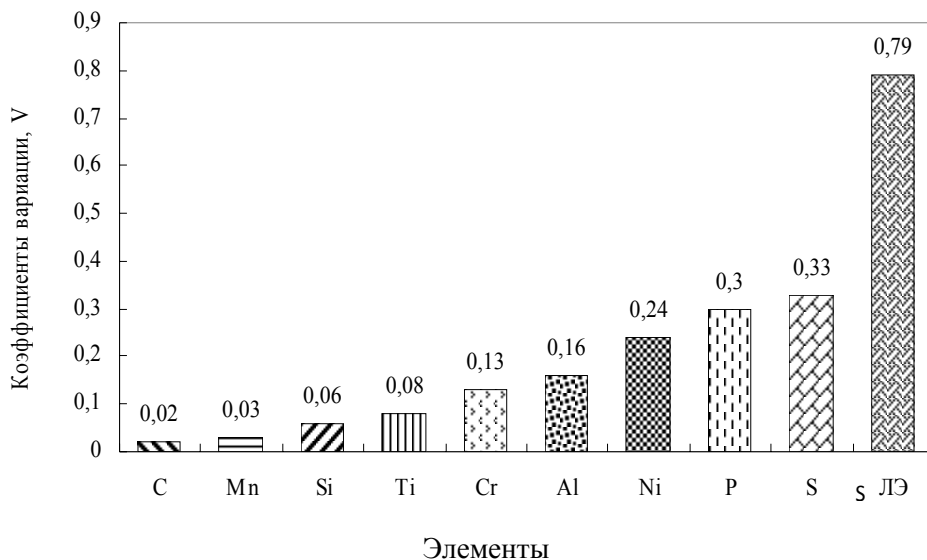


Рис. 6. Зміна коефіцієнта варіації для 137 проб сталі класу «С»

Сера дуже небезпечна для високопрочних сталей і, хоча загальне середнє вміст сери невеликий, але, як показали наші розрахунки, ~ 5 % проб сталі класу «С» містять високу концентрацію сери (0,014 – 0,018 %). Самі сульфідні включення є найбільш небезпечними місцями з точки зору утворення тріщин.

До 26 % проб мають зменшену кількість Cr, 100 % проб не містять в своєму складі Nb. Це ті елементи

(карбидообразующие), которые могут задержать выделение избыточного феррита и обеспечить требуемую трещиностойкость.

42 % брака стали класса «С» по твердости связано с указанными недостатками – большим разбросом химического состава по сере, фосфору, хрому; отсутствием упрочняющих микролегирующих элементов вообще (Mo, V) или в большем числе плавов (Nb); наличием сульфидов, оксидов, силикатов и ликватов; несовершенством структуры.

Сталь класса «С» имеет очень высокий брак колес по твердости (42 %), по УЗК (49 %), по магнито – порошковой дефектоскопии (16 %).

Таким образом, в процессе анализа результатов выплавки колесной стали класса «С» установлено, что причинами высокого брака колес из указанной марки стали являются следующие.

1. Большой межплавочный разброс химического состава: коэффициент вариации, показывающий нестабильность системы (стали класса «С») по $\Sigma \text{ЛЭ}$ для 137 плавов составляет 0,79, т.е. 79 %.

2. Очень большая разница между max и min содержаниями элементов по Cr, Cu, P, S, Al, соответственно (% отн): 400, 267, 260, 260, 131.

3. Отсутствие важнейших карбидообразующих элементов (V, Nb, Mo, Cr, Ti) или содержание их в стали класса «С» в неоптимальных количествах.

4. Присутствие сульфидов, оксидов, сложных комплексных соединений и, главное, ликватов в структуре металла. Они являются источниками разрушения колес в условиях ударных и знакопеременных нагрузок.

Устранение указанных недостатков возможно путем соблюдения технологической дисциплины по всем переделам производства колес; обязательным легированием оптимальными количествами Nb, V, Mo, Cr; снижением верхнего уровня по S и P; необходимостью определения состава ликватов, связанных с неполным растворением лигатур; модифицированием стали; более полным исследованием механических свойств на экспериментальных плавках для выявления причин брака по конкретным плавкам.

Библиографические ссылки

1. **Шаповалова О. М.** Стабилизация химического состава и механических свойств в сталях 1кп и R7 под влиянием модифицирования / О. М. Шаповалова, А. Е. Камышный, А. В. Шаповалов и др. // Строительство, материаловедение, машиностроение : сб. научн. трудов. – ПГАСА. – Вып. 48, ч. 3. – 2009. – С. 232.

2. Теоретичні основи керованого структуроутворення сплавів для підвищення їх властивостей шляхом обробки розплавів спеціальними модифікаторами з енергозбереженням : звіт з НДР (заключ.) // кер. Санін А. Ф., вик. Івченко Т. І., Бабенко О. П., Кушнір М. А., Маркова І. А., Полішко С. О., Татарко Ю. В. – Дніпропетровськ, 2013. – 115 с. № ДР 0111U001143, № 6-243-11.

3. **Полишко С. А.** Комплексное влияние вредных примесей (S, P, As) и основных легирующих элементов на механические свойства стали Ст1кп / С. А. Полишко. // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки : зб. наук. праць. – Днепропетровск. – 2015. – № 18. – С. 78–83.

Надійшла до редколегії 12.04.2016

УДК 629.7.01

Ю. А. Ромасько

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ИНТЕГРИРОВАНИЕ УРАВНЕНИЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Рассмотрена математическая модель динамики беспилотного летательного аппарата в виде системы нелинейных дифференциальных уравнений. Также изложены общие принципы её построения. На языке программирования C++ написана программа, выполняющая интегрирование входящих в систему уравнений. По результатам интегрирования сделаны выводы об адекватности модели реальному динамическому объекту.

Ключевые слова: математическая модель, система дифференциальных уравнений, БПЛА, интегрирование, язык программирования C++.

Розглянуто математичну модель динаміки безпілотного літального апарата у вигляді системи нелінійних диференціальних рівнянь. Також викладено загальні принципи її побудови. Мовою програмування C++ написано програму, що виконує інтегрування рівнянь, які входять до системи. За результатами інтегрування зроблено висновки про адекватність моделі реальному динамічному об'єкту.

Ключові слова: математична модель, система диференціальних рівнянь, БПЛА, інтегрування, мова програмування C++.

A mathematical model of the dynamics of an unmanned aerial vehicle in the form of a system of nonlinear differential equations is considered. It also outlines the general principles of its construction. In the C++ programming language, a program is written that integrates the equations entering into the system. Based on the integration results, conclusions were drawn about the model's adequacy to the real dynamic object.

Keywords: mathematical model, system of differential equations, UAV, integration, C++ programming language.

Рассматривается задача построения математической модели движения беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в виде системы дифференциальных уравнений, а также её численное интегрирование методом Рунге – Кутты. Предполагается на основе анализа полученных результатов сделать вывод об адекватности построенной модели и пригодности её для дальнейших исследований.

В настоящее время БПЛА находят всё более широкое применение во многих отраслях человеческой деятельности. На сегодняшний день трудно представить себе отрасль, в которой решение конкретных задач осуществлялось бы без их помощи.

Разработка и проектирование конкретных образцов БПЛА невозможны без построения различного рода моделей, использование которых позволяет выявить и проанализировать возможные ошибки, погрешности, а также даёт возможность проявиться интересным и характерным особенностям объекта. А это, тем самым, позволяет сэкономить средства на изготовление и испытания аппарата.

Математическую модель для любого вида движения (боковое, продольное) и любого режима полёта можно получить, основываясь на полной исходной системе нелинейных дифференциальных уравнений [2], которая в общем случае включает:

- 1) три уравнения динамики центра масс БПЛА;
- 2) три уравнения динамики углового движения БПЛА;
- 3) три уравнения кинематики углового движения БПЛА;
- 4) три уравнения кинематики центра масс БПЛА.

Таким образом, математическая модель БПЛА, как динамического объекта, представляет собой систему дифференциальных уравнений, в общем случае включающую в себя двенадцать неизвестных функций времени. В частности, это проекции угловых и линейных скоростей центра масс на оси координат, проекции углов отклонения и прочие параметры, характеризующие динамику БПЛА. Решение (интегрирование) этих уравнений позволит осуществить математическое моделирование движения аппарата. Современные средства вычислительной техники позволяют решить поставленную задачу разнообразными способами.

Кроме перечисленных выше уравнений, в полную исходную систему могут входить дополнительные уравнения, описывающие взаимосвязь между углами в различных системах координат. Кроме основных нелинейностей, в уравнения входят локальные нелинейности, к которым относятся выражения для аэродинамических сил и моментов, выражения для сил тяги двигателей, ускорение гравитационного поля и его зависимость от высоты, выражения для плотности воздуха.

Согласно [1] и [5], уравнения динамики центра масс БПЛА имеют вид, известный из курса динамики твёрдого тела:

$$\begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} + \omega_x V_z - \omega_z V_y &= \frac{1}{m} \sum F_x, \\ \frac{dV_y}{dt} + \omega_y V_x - \omega_x V_z &= \frac{1}{m} \sum F_y, \\ \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x &= \frac{1}{m} \sum F_z, \end{aligned} \quad (1)$$

а уравнения динамики углового движения соответственно

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_x}{dt} + \frac{1}{I_x} (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= \frac{1}{I_x} \sum M_x, \\ \frac{d\omega_y}{dt} + \frac{1}{I_y} (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= \frac{1}{I_y} \sum M_y, \\ \frac{d\omega_z}{dt} + \frac{1}{I_z} (I_y - I_x) \omega_y \omega_x &= \frac{1}{I_z} \sum M_z, \end{aligned} \quad (2)$$

где m – масса летательного аппарата; V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости центра масс летательного аппарата на подвижные оси; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости на подвижные оси; $\sum F_x, \sum F_y, \sum F_z$ – суммы проекций всех сил, действующих на летательный аппарат, на подвижные оси; I_x, I_y, I_z – главные центральные моменты инерции летательного аппарата; $\sum M_x, \sum M_y, \sum M_z$ –

суммы проекций моментов всех сил (относительно центра масс), действующих на летательный аппарат, на те же оси

Под подвижными осями понимаются оси системы координат, связанной с БПЛА.

Входящие в правую часть уравнений (1) и (2) суммы сил и моментов можно представить в виде:

$$\begin{aligned}\sum F_x &= F_{ax} + F_{gx} + F_{px}, \\ \sum F_y &= F_{ay} + F_{gy} + F_{py}, \\ \sum F_z &= F_{az} + F_{gz} + F_{pz}, \\ \sum M_x &= M_{ax} + M_{gx} + M_{px}, \\ \sum M_y &= M_{ay} + M_{gy} + M_{py}, \\ \sum M_z &= M_{az} + M_{gz} + M_{pz},\end{aligned}\tag{3}$$

где $F_{ax}, F_{ay}, F_{az}, M_{ax}, M_{ay}, M_{az}$ – проекции аэродинамической силы и момента; $F_{gx}, F_{gy}, F_{gz}, M_{gx}, M_{gy}, M_{gz}$ – проекции силы тяжести и её момента; $F_{px}, F_{py}, F_{pz}, M_{px}, M_{py}, M_{pz}$ – проекции силы тяги двигателя и её момент относительно начала подвижной системы координат.

Уравнения кинематики углового движения БПЛА, согласно [2]:

$$\begin{aligned}\frac{d\psi}{dt} - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta &= 0, \\ \frac{d\vartheta}{dt} - \omega_y \sin \gamma - \omega_z \cos \gamma &= 0, \\ \frac{d\gamma}{dt} - \omega_x + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) &= 0,\end{aligned}\tag{4}$$

где ψ, ϑ, γ – соответственно углы рыскания, тангажа и крена.

Уравнения кинематики центра масс БПЛА, согласно [2]:

$$\begin{aligned}\frac{dx_g}{dt} - [V_x \cos \psi \cos \vartheta + V_y (\sin \psi \sin \gamma - \sin \vartheta \cos \psi \cos \gamma) + \\ + V_z (\sin \vartheta \cos \psi \sin \gamma - \sin \psi \cos \gamma)] &= 0, \\ \frac{dy_g}{dt} - (V_x \sin \vartheta + V_y \cos \psi \cos \gamma + V_z \cos \vartheta \sin \gamma) &= 0, \\ \frac{dz_g}{dt} - [-V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\cos \psi \sin \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma) + \\ + V_z (\cos \psi \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma)] &= 0,\end{aligned}\tag{5}$$

где x_g, y_g, z_g – координаты центра масс БПЛА в земной (неподвижной) системе координат.

Объединяя уравнения (1)–(5), получим математическую модель движения БПЛА, абстрагированную от его аэродинамических характеристик.

Известно [6], что во время движения ЛА в атмосфере происходит силовое взаимодействие, в результате которого к каждому элементу поверхности аппарата прикладывается усилие от непрерывно распределённых нормальных и касательных напряжений. Это приводит к появлению аэродинамических сил и моментов, проекции которых входят в уравнения (3). Эти силы и моменты

зависят, кроме всего прочего, от безразмерных коэффициентов c_x , c_y , c_z , m_x , m_y , m_z , называемых аэродинамическими коэффициентами. Значения и формулы для подсчёта аэродинамических коэффициентов определяются конкретной моделью ЛА.

Аэродинамические силы и моменты, в свою очередь, определяются из соотношений:

$$\begin{aligned} F_{ax} &= c_x q S, \quad M_{ax} = m_x q S L, \\ F_{ay} &= c_y q S, \quad M_{ay} = m_y q S L, \\ F_{az} &= c_z q S, \quad M_{az} = m_z q S L, \end{aligned} \quad (6)$$

где q – скоростной напор; S – характерная площадь ЛА; L – характерный размер ЛА.

В качестве объекта исследования рассмотрим модель Т-10 самолёта СУ-27 [3]. Аэродинамические коэффициенты данной модели определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned} c_x &= 0.026 + \frac{0.09 + 0.068 \arctg \frac{V_y}{V_x} + 0.0094 \delta_{cm} + 0.001 \delta_{np}}{100}, \\ c_y &= \frac{0.09 + 0.068 \arctg \frac{V_y}{V_x} + 0.0094 \delta_{cm} + 0.001 \delta_{np}}{100}, \\ c_z &= 0.01 + 0.046 \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} + 0.015 \delta_{np}, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} m_x &= -0.0009 \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} - \frac{0.32}{2 \sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} \omega_x - \\ &- \frac{0.006}{2 \sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} \omega_y - 0.01 \delta_{эл} - 0.004 \delta_{cm}, \\ m_y &= -0.0075 \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} - \frac{0.015}{2 \sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} \omega_x - \\ &- \frac{0.18}{2 \sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} \omega_y - 0.01 \delta_{pn} - 0.0003 \delta_{эл}, \\ m_z &= -0.0024 \arctg \frac{V_y}{V_x} + 1.05 \frac{1}{\sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} \omega_z + \frac{0.31}{2 \sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}} \omega_y + \\ &+ 0.01 \delta_{cm}, \end{aligned} \quad (8)$$

где $\delta_{ст}$ – угол отклонения рулей высоты; δ_{np} – угол отклонения предкрылков; $\delta_{эл}$ – угол отклонения элеронов; δ_{pn} – угол отклонения рулей направления.

Воспользовавшись [3], зададимся массогабаритными характеристиками БПЛА.

В частности:

$$m = 175 \text{ кг}; S = 2,77 \text{ м}^2; L = 0,5 \text{ м}; q = 1,125 \text{ кг}/(\text{м} \cdot \text{с}^2);$$

$$I_x = 26,8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; I_y = 154,6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; I_z = 2,8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

В качестве метода решения задачи интегрирования системы уравнений (математической модели) используем метод Рунге – Кутты четвёртого порядка точности. Этот метод лежит в основе большинства стандартных программ численного решения задачи Коши на ЭВМ [4].

На основе алгоритма вышеупомянутого метода была написана программа на языке программирования C++. По причине относительно большого объёма текст программы в данной статье приводить не будем. Проверку адекватности математической модели реальному динамическому объекту осуществим, промоделировав запуск объекта под разными углами к горизонту. Тяга двигателя отключена.

Результаты интегрирования уравнений из консоли языка C++ перенесём в программную среду MathCad, в которой и построим графики изменения координат x_g, y_g, z_g (приведены ниже).

Рис. 1 соответствует начальной скорости 50 м / с и углу 45 °.

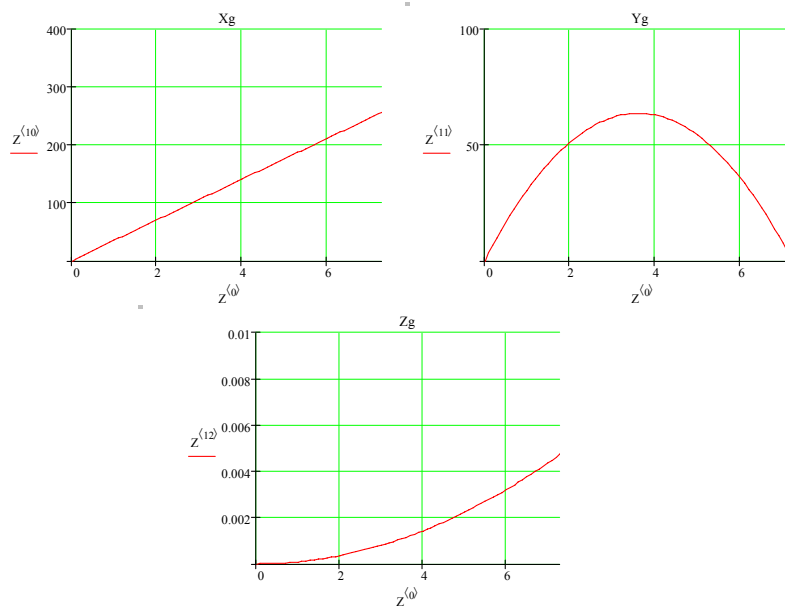


Рис. 1

Рис. 2 соответствует начальной скорости 50 м / с и углу 30 °.

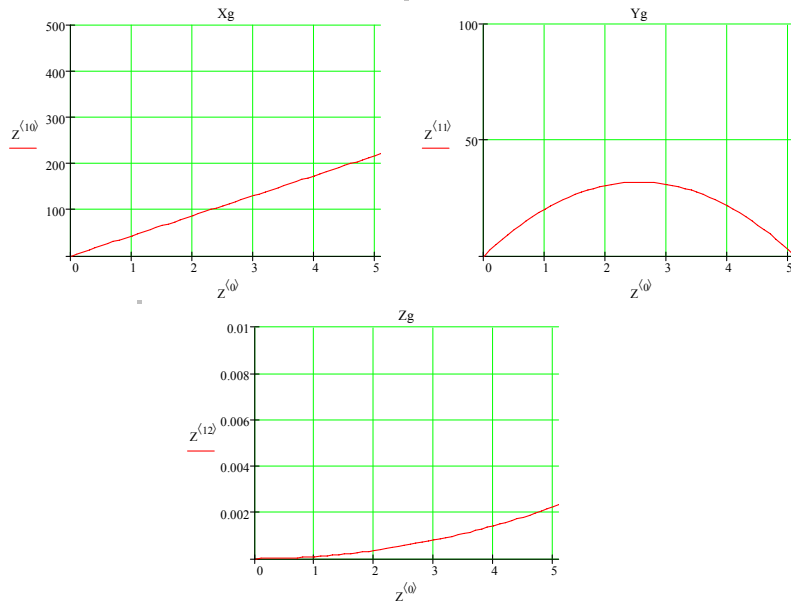


Рис. 2

Рис. 3 соответствует начальной скорости 50 м / с и углу 60° .

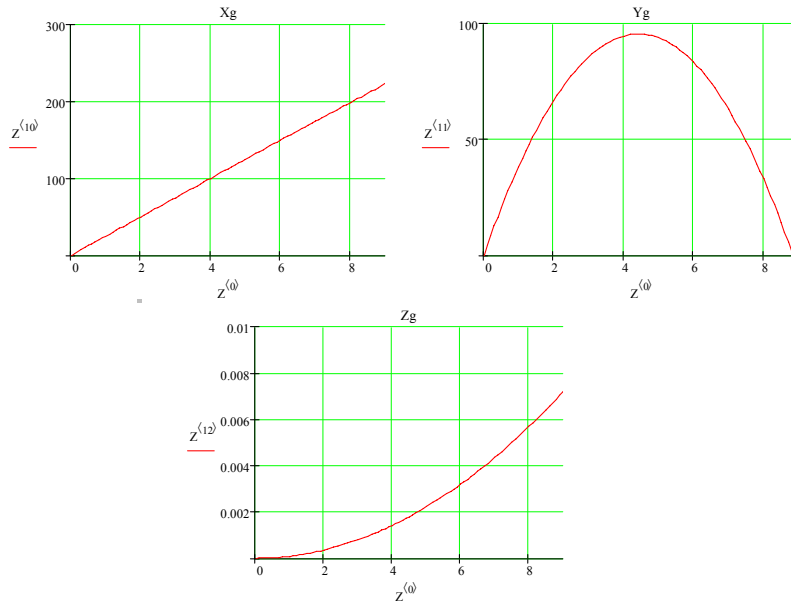


Рис. 3

Анализуя полученные результаты можно сделать вывод о том, что в общем и целом поведение математической модели соответствует поведению реального динамического объекта: траектория носит параболический характер, а наибольшая дальность полёта наблюдается при угле запуска 45° .

Таким образом, можно говорить о том, что построенная математическая модель БПЛА является адекватной. Более того, результатом проделанной работы является программный продукт, позволяющий осуществлять математическое моделирование динамики БПЛА. Будучи программным

модулем, разработанный продукт может быть включён в состав какого-либо пакета прикладных программ с целью решения более широких задач, например, связанной задачи динамики и аэродинамики БПЛА.

Библиографические ссылки

1. **Афонин П. М.** Беспилотные летательные аппараты / П. М. Афонин, И. С. Голубев, Н. И. Колотков и др. – М. : Машиностроение, 1967. – 440 с.
2. **Бюшгенс Г. С.** Динамика самолёта. Пространственное движение / Г. С. Бюшгенс, Р. В. Студнев. – М. : Машиностроение, 1983. – 320 с.
3. **Гордин А. Г.** Беспилотные летательные аппараты как объекты управления / А. Г. Гордин. – Х. : Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2000. – 140 с.
4. **Калиткин Н. Н.** Численные методы : учеб. пособие / Н. Н. Калиткин. – СПб. : БХВ-Петербург, 2011. – 592 с.
5. **Лойцянский Л. Г.** Курс теоретической механики / Л. Г. Лойцянский, А. И. Лурье. – М. : Гостехиздат, 1955. – Т. II. – 350 с.
6. **Приходько О. А.** Навчальний посібник до вивчення курсу «Розрахунок аеродинамічних характеристик» / О. А. Приходько. – Дніпропетровськ : РВВ ДНУ, 2013. – 164 с.

Надійшла до редколегії 21.06.2017

УДК 629.78: (621.983)

Е. Г. Седачова¹, А. В. Кулик², Н. Н. Убизький²

¹ Днепропетровский колледж ракетно-космического машиностроения

² Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ПОВЫШЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ПЛАСТИЧЕСКОГО ФОРМОИЗМЕНЕНИЯ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ НЕСУЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Дан анализ возможностей учета упрочнения и анизотропии свойств листовых материалов при математическом моделировании процессов пластического изменения формы при изготовлении несущих элементов конструкций ракетноносителей.

Ключевые слова: процессы пластического изменения формы; упрочнение, анизотропия свойств материалов, математическое моделирование; элементы конструкций; ракетноносители.

Наведено аналіз можливостей урахування зміцнення та анізотропії властивостей листових матеріалів при математичному моделюванні процесів пластичного зміння форми при виготовленні несучих елементів конструкцій ракетноносіїв.

Ключові слова: процеси пластичного зміння форми; зміцнення, анізотропія властивостей матеріалів, математичне моделювання, елементи конструкції, ракетноносії.

The analysis of possibilities of account of work-hardening and anisotropy of properties of sheet materials is given at the mathematical design of processes of plastic change of form at making of bearing elements of constructions of launch vehicles.

Keywords: processes of plastic change of form; work-hardening, anisotropy of properties of materials, mathematical design; elements of constructions; launch vehicles.

© Е. Г. Седачова, А. В. Кулик, Н. Н. Убизький, 2017

Постановка задачі. К несущим элементам конструкции изделий ракетно-космической техники относятся шпангоуты, обечайки, днища и др. Технологические процессы их изготовления предусматривают операции пластического формообразования (гибки, вытяжки, отбортовки отверстий, обжима раздачи цилиндрических деталей и др.) и, как правило, последующие операции механической обработки. Научную базу процессов пластического формообразования составляют теория пластичности и её приложения.

Основные положения теории процессов пластического формоизменения заготовок разработаны [1–3] Е. А. Поповым, А. Д. Томленовым, Л. А. Шофманом и др.

Теоретический расчет конкретного процесса сводится к составлению системы уравнений, описывающих процесс, и её решению. Возможность получения аналитического решения распространяется лишь на простые описания идеализированных процессов. Результаты такого решения, если трактовать их как расчетные значения параметров реального процесса, часто оказываются далекими от действительности – более далекими, чем значения тех же параметров, вычисленные с помощью эмпирических и табличных зависимостей, приводимых в справочной литературе. Справочные данные ограничены по применяемым материалам, которые предусмотрены конструкциями изделий ракетно-космической техники.

Аналитические же зависимости, применяемые при проектировании процессов пластического формоизменения, основаны на использовании различных допущений, снижающих достоверность результатов проектирования. Широко распространенные в настоящее время численные методы, дискретное математическое моделирование позволяют учесть все существенные особенности деформирования заготовок, в том числе контактное трение, изменение толщины листового материала, упрочнение и анизотропию материала.

Для операций пластического формоизменения листовых и профильных заготовок характерно, что поле напряжений деформаций неоднородно. Различные точки очага деформации получают различные деформации, следовательно, и различное упрочнение. В условиях холодной деформации напряжение текучести является функцией координат. Решение задач по отысканию поля напряжений с учетом упрочнения встречает значительные математические трудности, связанные с решением системы дифференциальных уравнений.

Стремление к получению аналитического решения в виде формул приводит к необходимости аппроксимировать экспериментальные кривые $\sigma_S = \Phi(\varepsilon)$ при линейном растяжении некоторыми функциональными зависимостями, например степенной зависимостью вида $\sigma_S = A \varepsilon^n$ или $\sigma_S = C \psi^m$ (где A , n и C , m – постоянные кривых упрочнения, имеющие определенные значения для каждого конкретного материала, ε – относительное удлинение, ψ – относительное сужение поперечного сечения образцов при испытании на растяжение).

Основная часть. При численном моделировании процессов гибки, вытяжки и др. зависимость между напряжениями и деформациями идентичны диаграмме истинных напряжений $\sigma_S = \Phi(\varepsilon)$ при линейном растяжении.

Діаграми отримують з допомогою стандартних випробувань образців, вирізаних із профіля або листа.

В табл. 1 приведені числові дані о діаграмі розтягнення деяких матеріалів, застосовуваних при виготовленні несучих елементів виробів ракетно-космічної техніки і для Ст.3, отримані експериментально при механічних випробуваннях.

Таблиця 1

Табличне задание діаграми упрочнення для деяких матеріалів

(1 – АМг6-М Катаний; 2 – АМг6-М Пресований; 3 – сталь Ст.3 ГОСТ 8509-72)

№ п/п	1		2		3	
	ε	σ , МПа	ε	σ , МПа	ε	σ , МПа
1	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
2	0,003	207,0	0,003	180,0	0,001	294,0
3	0,018	232,0	0,005	193,7	0,028	310,0
4	0,030	251,0	0,008	206,5	0,036	338,0
5	0,042	278,0	0,013	220,0	0,048	360,0
6	0,073	305,0	0,021	242,0	0,061	384,0
7	0,099	334,0	0,031	268,0	0,075	409,0
8	0,120	356,0	0,051	311,0	0,095	436,0
9	0,143	369,0	0,071	346,0	0,125	468,0
10	0,162	382,0	0,091	374,0	0,173	510,0
11	0,183	394,0	0,111	400,0	0,219	538,0
12	0,240	407,0	0,131	420,0	0,257	556,0
13	0,225	420,0	0,161	445,0	0,296	576,0

Кожна діаграма представлена 14 точками залежності $\sigma = \Phi(\varepsilon)$ в порядку зростання деформації. В розрахунках цілесообразно використовувати табличні дані о діаграмі розтягнення з застосуванням лінійної інтерполяції. Застосування лінійної інтерполяції означає, що ділянки кривої замінюються відрізками, з'єднуючими задані точки. Погрешність при цьому дуже мала по порівнянню з погрешністю при використанні регулярних (некусочних) апроксимуючих функцій. Особливо це суттєво для матеріалів, діаграми упрочнення яких мають площадку текучесті (рис. 1).

Аналогічним образом можно учитывать упрочнение и при пластическом формообразовании из листового материала (операциях вытяжки, обжима и раздачи трубных и осесимметричных заготовок), профилей, труб и др.

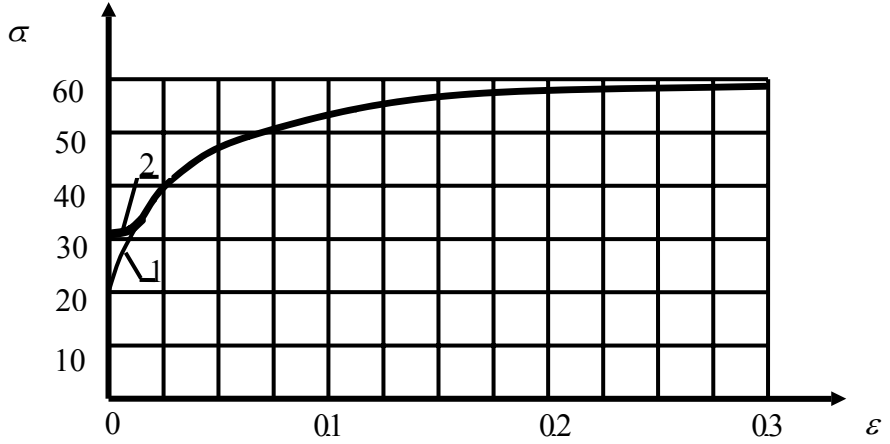


Рис. 1. Аппроксимация диаграммы упрочнения:
1 – кусочно-линейной функцией; 2 – степенной функцией

Например, на рис. 2 представлен алгоритм процедуры учета упрочнения материала, заданного таблично, при гибке профилей с использованием кусочно-линейной функции истинных напряжений $\sigma_i = \Phi(\varepsilon_i)$, где $i = 1, 2, \dots$ – номера заданных точек диаграммы истинных напряжений. Напряжения гибки рассчитаны как функции деформаций: $\sigma_{гиб} = \Phi(\varepsilon_{гиб})$; $\varepsilon_{гиб} = \frac{y - y_H}{r}$; где r – радиус гибки, y – текущее значение ординаты наружного слоя, y_H – ордината нейтральной линии в конечный момент деформирования.

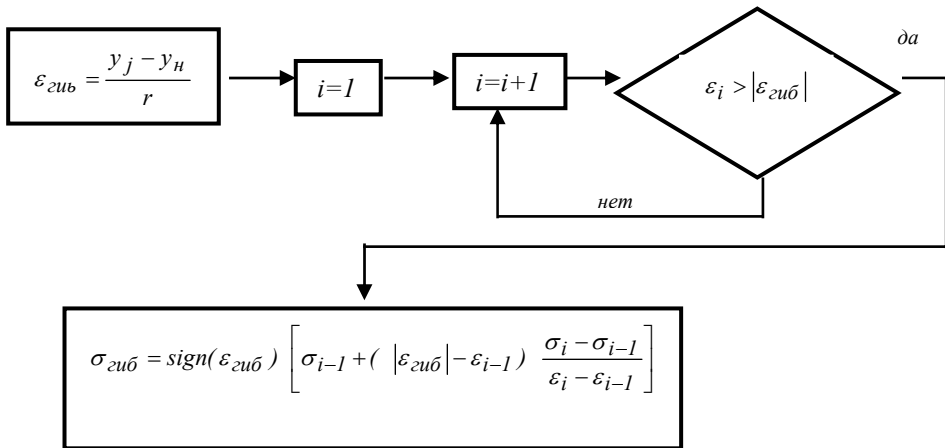


Рис. 2. Алгоритм расчета напряжений гибки

Аналогічним образом можно учитывать упрочнение и при пластическом формообразовании из листового материала (операциях вытяжки, обжима и раздачи трубных и осесимметричных заготовок), профилей, труб и др. Однако при численном моделировании процессов вытяжки из листовых заготовок необходимо учитывать тот факт, что листовый материал обладает значительной листовой анизотропией.

Анизотропия механических свойств оказывает значительное влияние на способность материала к вытяжке [4].

В теории пластичности анизотропных материалов, разработанной Р. Хиллом [5], упрочнение изотропно. Начальная анизотропия симметрична относительно ортогональных координат, в направлении которых свойство материала характеризуется экстремальными значениями. Р. Хилл использует три показателя анизотропии:

$$\begin{aligned} H_0 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{xT}^2} + \frac{1}{\sigma_{yT}^2} + \frac{1}{\sigma_{zT}^2} \right); \\ F_0 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{yT}^2} + \frac{1}{\sigma_{zT}^2} + \frac{1}{\sigma_{xT}^2} \right); \\ G_0 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_{zT}^2} + \frac{1}{\sigma_{xT}^2} + \frac{1}{\sigma_{yT}^2} \right), \end{aligned} \quad (1)$$

где σ_{xT} , σ_{yT} , σ_{zT} – начальные значения напряжений текучести в направлениях осей симметрии анизотропии.

Соотношения между приращениями деформаций и напряжений:

$$\begin{aligned} d\varepsilon_x &= \frac{3d\varepsilon_{\text{экв}}}{2(H_0 + F_0 + G_0)\sigma_{\text{экв}}} [H_0(\sigma_x - \sigma_y) + G_0(\sigma_x - \sigma_z)]; \\ d\varepsilon_y &= \frac{3d\varepsilon_{\text{экв}}}{2(H_0 + F_0 + G_0)\sigma_{\text{экв}}} [F_0(\sigma_y - \sigma_z) + H_0(\sigma_y - \sigma_x)]; \\ d\varepsilon_z &= \frac{3d\varepsilon_{\text{экв}}}{2(H_0 + F_0 + G_0)\sigma_{\text{экв}}} [G_0(\sigma_z - \sigma_x) + F_0(\sigma_z - \sigma_y)]. \end{aligned} \quad (2)$$

Эквивалентное напряжение и эквивалентное приращение деформации выражаются через главные напряжения и приращения линейных деформаций следующим образом:

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{экв}} &= \left\{ \frac{3}{2(H_0 + F_0 + G_0)} \left[H_0(\sigma_x - \sigma_y)^2 + F_0(\sigma_y - \sigma_z)^2 + G_0(\sigma_z - \sigma_x)^2 \right] \right\}^{1/2}, \\ d\varepsilon_{\text{экв}} &= \frac{\sqrt{\frac{2}{3}(H_0 + F_0 + G_0)}}{H_0F_0 + G_0H_0 + F_0G_0} \left[H_0(F_0d\varepsilon_x - G_0d\varepsilon_y)^2 + F_0(G_0d\varepsilon_y - H_0d\varepsilon_z)^2 + \right. \\ &\quad \left. + G_0(H_0d\varepsilon_z - F_0d\varepsilon_x)^2 \right]^{1/2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Величини $\sigma_{\text{эКВ}}$ и $\varepsilon_{\text{эКВ}}$ связаны между собой зависимостью, которая может быть установлена с помощью экспериментальной диаграммы растяжения материала $\sigma_S = \Phi(\varepsilon)$:

$$\sigma_{\text{эКВ}} = a \sigma_S; \quad \varepsilon_{\text{эКВ}} = \frac{\varepsilon}{a}. \quad (4)$$

Величина a выражается через коэффициенты $K_x = H_0 / G_0$, $K_y = H_0 / F_0$. Если диаграмма $\sigma_S = \Phi(\varepsilon)$ определяется растяжением в

направлении x , то $a = \sqrt{\frac{1,5(K_x + 1)K_y}{K_x + K_x K_y + K_y}}$.

Учет анизотропии усложняет математическое моделирование процессов штамповки. В частности, оказывается невыполнимым условие осевой симметрии. Поэтому нередко прибегают к упрощенной модели, называемой трансверсальной, согласно которой не принимается во внимание различия свойств в направлениях, совпадающих с плоскостью листа. Действительно, анизотропия сильнее всего проявляется при сравнении свойств листового материала в направлении нормали к поверхности со свойствами в направлении касательной, и это проявление анизотропии наиболее существенно, если речь идет о формоизменении листового материала.

Трансверсальная анизотропия характеризуется одним коэффициентом $K = K_x = K_y$, так как $\sigma_{xT} = \sigma_{yT}$, $F_0 = G_0$ согласно (1).

При $\sigma_y = \sigma_z = 0$, а $K = \frac{d\varepsilon_y}{d\varepsilon_z}$ согласно (2), что позволяет экспериментально определять K как отношение сужения листового образца к его утонению при линейном растяжении.

В формулах (4) для трансверсально-изотропного материала

$$a = \sqrt{\frac{3(K+1)}{2(K+2)}}. \quad (5)$$

Перейдем для элемента оболочки вращения к системе координат α, θ, γ , где α, θ, γ ортогональны. Причем θ – угловая координата, а α и γ – линейные размеры.

Для выделяемого элемента оболочки вращения его размеры в направлениях α и θ равны единице, а в направлении γ h – толщина элемента оболочки. Уравнение срединной поверхности оболочки вращения: $\gamma = \theta$ или (в цилиндрических координатах) $\rho = \rho(z)$. Вышеизложенное позволяет преобразовать выражения (3) к следующему далее с заменой $K_x = H_0 / F_0 = H_0 / G_0$, $d\varepsilon_\gamma = -d\varepsilon_\alpha - d\varepsilon_\theta$ и с учетом плоского вида напряженного состояния, характерного, например, для процессов осесимметричной вытяжки:

$$\sigma_{\text{эКВ}} = a \sqrt{\sigma_\alpha^2 - \frac{2K}{K+1} \sigma_\alpha \sigma_\theta + \sigma_\theta^2}, \quad (6)$$

$$d\epsilon_{\text{эКВ}} = \frac{K+1}{a\sqrt{2K+1}} \sqrt{d\epsilon_{\alpha}^2 + \frac{2K}{K+1} d\epsilon_{\alpha} d\epsilon_{\theta} + d\epsilon_{\theta}^2}. \quad (7)$$

Аналогичным образом из уравнений связи приращений деформаций и напряжениями (2) можно вывести следующие соотношения:

$$\frac{d\epsilon_{\alpha}}{(K+1)\sigma_{\alpha} - K\sigma_{\theta}} = \frac{d\epsilon_{\theta}}{(K+1)\sigma_{\theta} - K\sigma_{\alpha}} = \frac{-d\epsilon_{\gamma}}{\sigma_{\alpha} + \sigma_{\theta}} = \frac{3d\epsilon_{\text{эКВ}}}{2(K+2)\sigma_{\text{эКВ}}} = \frac{d\epsilon}{(K+1)\sigma}. \quad (8)$$

Выводы. При численном моделировании процессов гибки, вытяжки и др. зависимость между напряжениями и деформациями идентичны диаграмме истинных напряжений $\sigma_S = \Phi(\epsilon)$ при линейном растяжении. Диаграммы следует получать с помощью стандартных испытаний на растяжение образцов, вырезанных из профиля или листа. При математическом моделировании целесообразно использовать табличные данные о диаграмме растяжения с применением линейной интерполяции. Применение линейной интерполяции означает, что участки кривой заменяются отрезками, соединяющими заданные точки. Погрешность при этом весьма мала по сравнению с погрешностью при использовании регулярных (некусочных) аппроксимирующих функций. Особенно это существенно для материалов, диаграммы упрочнения которых имеют площадку текучести. Процедуры учета упрочнения материала, заданного таблично, при математическом моделировании процессов пластического формообразования целесообразно выполнять с использованием кусочно-линейной функции истинных напряжений $\sigma_i = \Phi(\epsilon_i)$, где $i = 1, 2, \dots$ – номера заданных точек диаграммы истинных напряжений. Для учета анизотропии листового материала при математическом моделировании процессов пластического формообразования целесообразно использовать упрощенную модель учета анизотропии листового материала, так называемую трансверсальную, согласно которой не принимаются во внимание различия свойств в направлениях, совпадающих с плоскостью листа.

Действительно, анизотропия сильнее всего проявляется при сравнении свойств листового материала в направлении нормали к поверхности со свойствами в направлении касательной, и это проявление анизотропии наиболее существенно, если речь идет об определении предельно допустимых степеней деформирования листового материала.

Библиографические ссылки

1. **Попов Е. А.** Основы теории листовой штамповки / Е. А. Попов. – М. : Машиностроение, 1968. – 281 с.
2. **Томленов А. Д.** Механика процессов обработки металлов давлением / А. Д. Томленов. – М. : Машгиз, 1963. – 234 с.
3. **Шофман Л. Д.** Теория и расчеты процессов холодной штамповки / Л. Д. Шофман. – М. : Машиностроение, 1964. – 365 с.
4. **Овчинников А. Г.** Прогрессивные технологические процессы холодной штамповки / под общ. ред. А. Г. Овчинникова. – М. : Машиностроение, 1985. – 184 с.
5. **Хилл Р.** Математическая теория пластичности / Р. Хилл. – М. : ГИТЛ, 1956. – 407 с.

УДК 629.7.615.3

**Г. И. Сокол, А. А. Хорищенко, В. Ю. Лигуша,
В. Д. Бондарь, Д. А. Никитюк**

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АНИМАЦИЯ В МОДЕЛИРОВАНИИ ДВИЖЕНИЙ РОБОТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ROBONAUT

Рассмотрен кинематический анализ механизма ходовой части робота космического назначения Robonaut с использованием программного пакета «1С: Математический конструктор». Это позволило моделировать в анимации движения звеньев механизма.

Ключевые слова: робот космического назначения Robonaut, программный пакет «1С: Математический конструктор», анимация движений звеньев.

Розглянуто кінематичний аналіз механізму ходової частини робота космічного призначення Robonaut з використанням програмного пакета «1С: Математичний конструктор». Це дозволило моделювати в анімації рухи ланок механізму.

Ключові слова: робот космічного призначення Robonaut, програмний пакет «1С: Математичний конструктор», анімація рухів ланок.

The kinematic analysis of the Robonaut robot's chassis is presented by the using the "1С: Mathematical Constructor" package. This allowed modeling in the animation of the movement of the links of the mechanism.

Keywords: robot space Robonaut, software package "1С: Mathematical Designer", animation of the movements of links.

Введение

Проектирование и создание новых робототехнических систем немислимо без применения информационных технологий [7]. Математическое моделирование, составление кинематических схем, наглядное изображение изменений величин и направлений векторов линейных скоростей и ускорений – важный момент в проектировании роботов космического назначения [2]. При решении подобных задач для наглядного представления полученных результатов требуется использование анимации.

Целью данной работы является разработка методики, позволяющей применить программный комплекс «1С Математический конструктор» в эскизном проектировании роботов космического назначения.

1. Основная часть

1.1. Аналитический обзор

Применение информационных технологий существенно изменило стиль проектирования механизмов роботов космического назначения. В современном проектировании используют программные комплексы AUTOCad и Компас [3; 4]. В [4] изложена методика использования AUTOCad в решении задачи синтеза и анализа простейших рычажных механизмов, используемых в механизмах роботов различного назначения. Но в решении задач кинематического и силового анализа используется обычный графоаналитический метод. Здесь не достигнута цель наглядного представления движения звеньев механизма в цикле с использованием анимации.

В программном комплексе Компас возможно применение анимации для наглядного представления движений звеньев, но только в случае пространственного движения.

Анимация, позволяющая воспроизвести движение звеньев в плоскопараллельном движении, здесь невозможна [3].

Программирование движений звеньев с помощью языков высокого уровня, например, Fortran, требует затрат времени на отладку программы [2; 9]. Наглядного представления о траекториях движения точек звеньев на экране дисплея пошагово во времени данная программная среда не обеспечивает. Система встроенных функций Mathcad позволяет легко выполнить дифференцирование, т.е. вычислить скорости и ускорения особых точек рычажных механизмов. Эти результаты позволяют оценить пределы досягаемости схвата и выбрать его траекторию движения. Наглядного анимационного представления траекторий движения точек звеньев, изменения величин, направления векторов скоростей и ускорений на экране дисплея данная программная среда не обеспечивает [2]. Разработка метода кинематического анализа механизмов, являющихся ходовой частью промышленных и роботов космического назначения, с использованием пакета прикладных программ «1С: Математический конструктор» является актуальной научно-прикладной задачей. Это определяет актуальность выбранной темы.

1.2. Постановка проблемы

Роботы космического назначения позволяют исключить присутствие человека в сложных условиях космического вакуума. В процессе создания роботов космического назначения пришлось столкнуться с рядом проблем, которые со временем человечество смогло решить. Получен большой опыт в разработке робототехнических комплексов и автоматизации движений, что позволило увеличить продуктивность в процессе исследования космоса.

При синтезе механизма ходовой части робота составляется кинематическая схема, удовлетворяющая требуемым законам движения звеньев. В процессе синтеза решаются основные задачи:

- выбор структуры конструкции рычажного механизма;
- выбор размеров и форм звеньев;
- определение числа и вида кинематических пар, обеспечивающих требуемые законы движения звеньев;
- моделирование движений точек звеньев;
- наглядное представление на экране дисплея изменения величины и направления векторов скоростей и ускорений каждой точки звеньев за цикл работы с использованием программной среды «1С. Математический конструктор».

Появление и развитие роботов космического назначения стало одним с наибольших достижений науки и техники нескольких последних десятилетий. С появлением первых роботов космического назначения исследование космоса стало куда более продуктивным, нежели ранее. В процессе проектирования космических роботов часто используются четырёхзвенные механизмы.

1.3. Робот космического назначения «Robonaut»

В качестве объекта моделирования движений в программной среде «1С. Математический конструктор» [5] выбран робот космического назначения "Робонавт 2" (Robonaut 2), движение ходовой части которого определено движением механизма шарнирного четырёхзвенника.

"Робонавт 2" – человекоподобный робот, разработанный NASA и General Motors. Он входит в новое поколение высококомобильных манипуляторов для работы в открытом космосе. Предназначением робота является предоставление помощи астронавтам при работе в открытом космосе в экстремальных условиях.

Робот может перемещать груз значительной массы с ювелирной точностью.

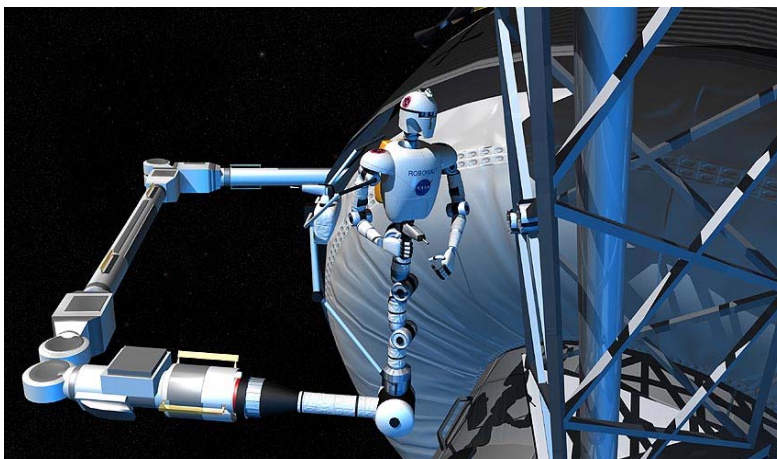


Рис. 1. Робот космического назначения Robonaut

1.4. Методика применения программного пакета «1С: Математический конструктор» в проектировании робота

Программная среда «1С: Математический конструктор» – творческая компьютерная среда, позволяющая создавать модели, объединяющие конструирование, кинематические и динамические исследования, анимационный эксперимент. Выбор для моделирования прикладных программ, заложенных в «1С. Математический конструктор», позволяет рассчитать координаты точек, принадлежащих соединительным и ведомым звеньям рычажных механизмов [8; 10]. При этом основным является изменение обобщенной координаты, то есть угла поворота ведущего звена механизма. Система встроенных функций «1С. Математический конструктор» позволяет не только вычислить скорости и ускорения особых точек рычажных механизмов по заданным траекториям их движения, но и выполнить анимацию движения звеньев. При моделировании процесса движения звеньев на экране дисплея видна анимационная картина изменения траекторий точек звеньев механизмов, а также изменение величин и направлений векторов скоростей и ускорений.

1.5. Кинематическая схема и начальные условия

При решении поставленной задачи считаются известными законы движения начальных звеньев и кинематическая схема механизма. Жесткие звенья соединены между собой кинематическими парами, преимущественно V класса. Сообразно этой структуре и определяются кинематические характеристики. В данном случае все звенья механизма шарнирный четырехзвенник соединены между собой вращательными парами.

1.6. Методика проектирования звеньев механизма с использованием программной среды «1С: Математический конструктор»

Для того чтобы задать длины звеньев, в программной среде «1С: Математический конструктор» используется меню «Основные панели и инструменты». С помощью выбора подменю инструмента «Горизонтальная прямая» строятся горизонтальные прямые, изображающие звенья. Для выбора длин звеньев используется инструмент «Построить отрезок». В этой операции может быть использован также инструмент «Скрыть / показать объект», если какие-то из отрезков не требуется показывать в процессе дальнейшего

моделирования. Толщина отрезков варьируется выбором нужного типа линий из выпадающего списка в меню на панели справа.

Для облегчения техники построения каждое звено механизма изображается радиусом некоторой окружности. Центр окружности задается опцией «Построить точку». Отрезки, изображающие звенья, на концах обозначаются точками. Для этого используется режим «Редактирование названия точки». Если в обозначении точки используется числовой индекс, то число, введенное после буквы, автоматически примет позицию нижнего индекса. Операция обозначения точек сопровождается нажатием клавиши Enter.

Рассмотрим меню «Основные панели и инструменты» (рис. 2).

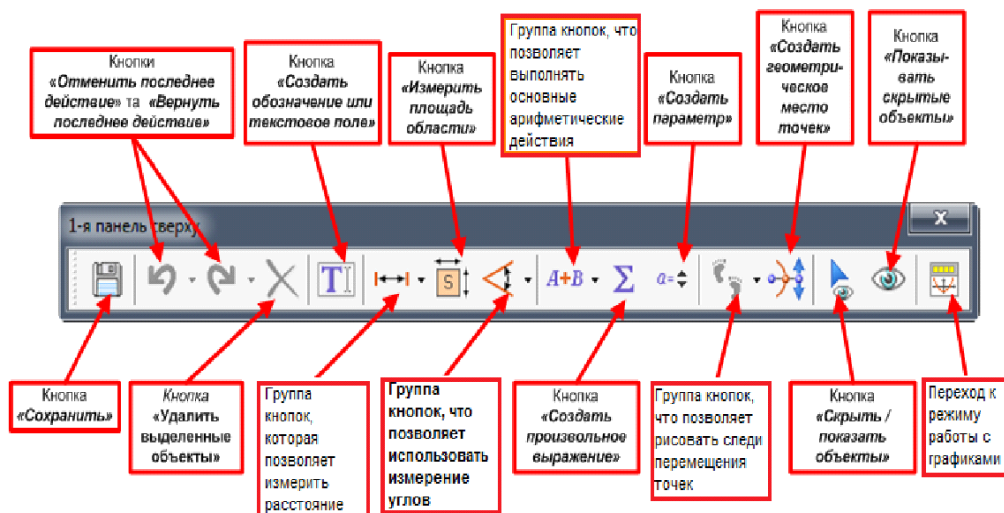


Рис. 2. Основные панели и инструменты

Описанные операции используются в следующем порядке. Выбирается место на поле чертежа для начальной точки, проставляется обозначение. Например, точка O определит положение кривошипа (рис. 2).

Из точки O , как из центра, строится окружность радиусом, равным длине кривошипа OA . Для этого используется инструмент «Построить окружность по центру и отрезку-радиусу». Построенная окружность будет траекторией движения точки A .

Далее строится второе звено механизма шатун. Для этого из точки A , как из центра, строится окружность радиусом, равным длине шатуна AB .

Повторяем действия для каждого звена механизма (для того чтобы это сделать быстрее, нужно создать сразу несколько горизонтальных линий, затем все их выделить и нажать кнопку «Построить точку», построить сразу несколько точек). Процедура аналогична описанной выше.

Если необходимо заменить буквы на отрезках на схеме механизма, то для этого нужно дважды кликнуть на эти точки. Появится режим редактирования названия точки. Далее необходимо ввести новое название точки и нажать Enter. Таких точек может оказаться несколько. Поэтому оставляем только те, что подходят к геометрии задачи. Другие удаляем.

На рис. 3 приведены отрезки, изображающие звенья механизма.

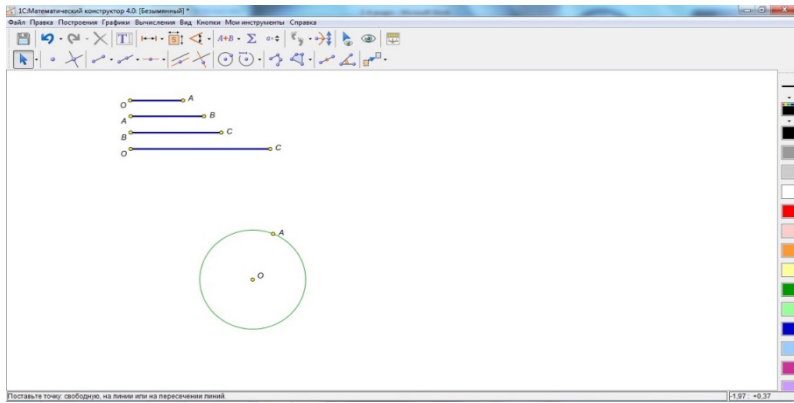


Рис. 3. Звенья механизма

Анимация.

Для запуска построения анимации используется адрес «Кнопки → Анимация» [7]. Создадим кнопку для анимации движения механизма. Необходимо выбрать пункт меню, указать точку, движение которой будет задано. Это точка A. Выбор точки закрепляется нажатием левой кнопкой мыши в нужном месте.

Кликаем правой кнопкой мыши на только что созданной кнопке и выбираем в контекстном меню пункт «Свойства объекта». Откроется окно, где можно изменить настройки анимации. Рекомендуется тот код, который находится в окне, скопировать в специальную кнопку для анимации. На рис. 4 изображена панель справки, а на рис. 5 – основная панель инструментов. На рис. 6 изображена анимация в одном из застывших положений.

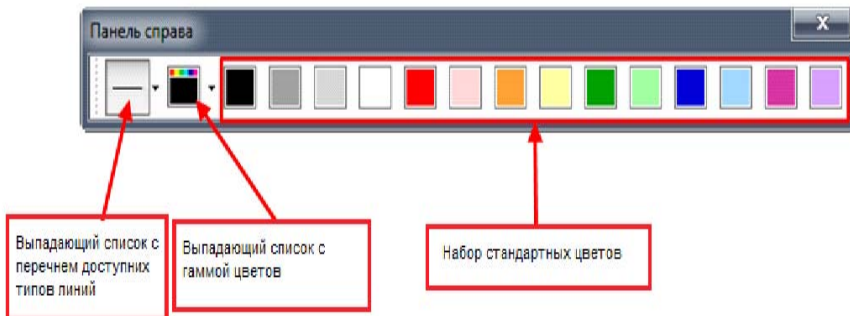


Рис. 4. Панель справки

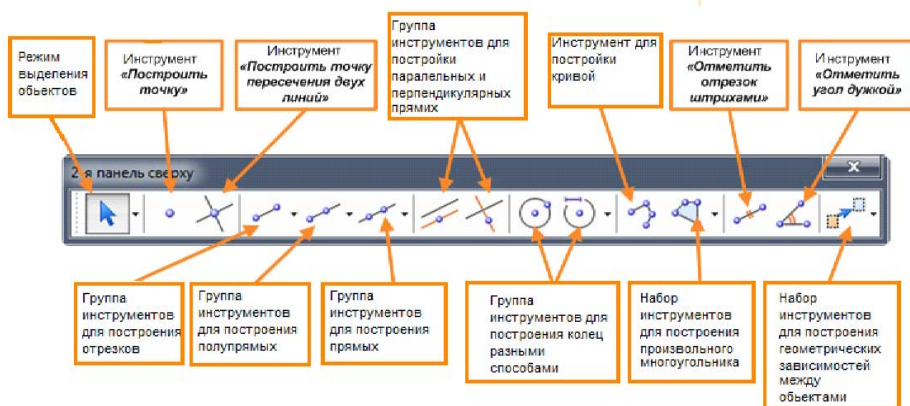


Рис. 5. Панель инструментов

По такому же принципу строятся восемь положений механизма. Имеется возможность скрыть траектории движения механизма. Эта операция производится нажатием кнопки «Показать / скрыть доп. построения».

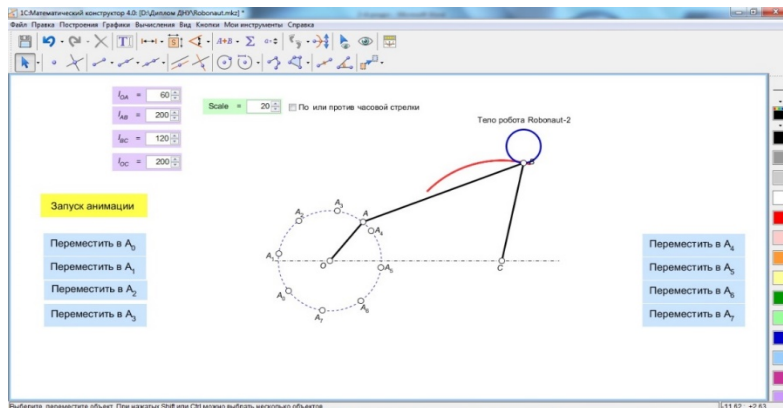


Рис. 6. Основная панель инструментов

Заключение.

1. Показаны новые возможности пакета прикладных программ «1С: Математический конструктор». Разработанная методика построений позволяет применить его в робототехнике и эффективно решать класс задач по моделированию движений звеньев робота в анимации.
2. Приведена методика применения программы «1С: Математический конструктор» для построения анимации движения механизма ходовой части для робота космического назначения Robonaut.

Библиографические ссылки

1. Ащепкова Н. С. Моделирование и кинематический анализ кривошипно-шатунного механизма / Н. С. Ащепкова // Вестник НТУ “ХПИ”. Серия: Информатика и моделирование. 2014. – № 23. – С. 53–60.
2. Горелик А. М. Эволюция языка программирования Фортран (1957–2007) и перспективы его развития / А. М. Горелик // Вычислительные методы и программирование. – 2008. – Т. 9. – С. 53–71.

3. Слепова С. В. Система автоматизированного проектирования Компас-3D : мультимедийный курс лекций / С. В. Слепова, М. А. Шахина. – 2010. – 312 с.
4. Сокол Г. І. Проектування плоских важільних механізмів з використанням AUTOCad : навч. посібник / Г. І. Сокол, В. С. Дудников. – Дніпропетровськ : Поліграфія, 2014. – 208 с.
5. Пакет прикладных программ «1С: Математический конструктор» [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://obr.1c.ru/educational/uchenikam/mathkit/>.
6. Півняк Г. Г. Тлумачний словник з інформатики / Г. Г. Півняк, Б. С. Бусигін, М. М. Дівізійюк та ін. – Дніпропетровськ : Нац. гірнич. ун-т, 2008. – 599 с.
7. Gombert B. N. Simulation Modelling of a High Speed Tracked Vehicle with Electric Speed Transmission / Gombert B. N., Kondakov, S. V., Nosenko, L. S. and Pavlovskaya O. O. Bulletin of South Ural State. – Т. 37(296), 2012. – P. 73–81.
8. Ltd. “1С: Publishing” (2010), “Application package “1С: Mathematical designer”, available at: <http://obr.1c.ru/educational/uchenikam/mathkit/>.
9. Nemnyugin S. A. Fortran in tasks and examples, BKHV – St. Petersburg, 2016. – 496 p.
10. Stéphane, Guérard, Christoph, Bode and Robin, Gustafsson. Turning Point Mechanisms in a Dualistic Process Model of Institutional Emergence: The Case of the Diesel Particulate Filter in Germany, SAGE Journal, Organization Studies, First published on April 25. – 2013. – May, 34. – P. 781–822.

Надійшла до редколегії 15.04.2017

УДК 621.983.5

Ю. А. Шашко, О. В. Кулик, М. М. Убизький

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ РОТАЦІЙНОГО РОЗКОЧУВАННЯ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ ДНИЩ ПАЛИВНИХ БАКІВ РАКЕТ-НОСІЇВ

Наведено результати науково-дослідної роботи, головним завданням якої була розробка порівняльного аналізу перспективного методу ротаційного розкочування крупногабаритних оболонок днищ баків РН та його переваги в порівнянні з іншими методами. Порівняльний аналіз проводився методом виготовлення оболонок днищ за такими критеріями: технологічність, простота оснащення, кількість операцій, простота переналадки і КВМ % (коефіцієнт використання матеріалу). Наведено результати порівняльного аналізу з результатами відповідних розрахунків, які базуються на існуючому технологічному процесі витягування оболонок днищ та розробленому технологічному процесі ротаційного розкочування напівсферичних оболонок. Основою для останнього ТП став технологічний процес витяжки оболонок днищ на гідравлічних штампах, оскільки сутність даних процесів схожа між собою.

Ключові слова: технологічність, оснащення, оболонка днища, метод ротаційного розкочування.

© Ю. А. Шашко, О. В. Кулик, М. М. Убизький, 2017

Приведены результаты научно-исследовательской работы, главной задачей которой была разработка сравнительного анализа перспективного метода ротационной раскатки крупногабаритных оболочек днищ баков РН и его преимущества по сравнению с другими методами. Сравнительный анализ проводился методом изготовления оболочек днищ по таким критериям: технологичность, простота оснащения, количество операций, простота переналадки и КВМ % (коэффициент использования материала). Приведены результаты сравнительного анализа с результатами соответствующих расчетов, основанных на существующем технологическом процессе вытягивания оболочек днищ и разработанном технологическом процессе ротационной раскатки полусферических оболочек. Основой для последнего ТП стал технологический процесс вытяжки оболочек днищ на гидравлических штампах, поскольку сущность данных процессов схожа между собой.

Ключевые слова: технологичность, оснащение, оболочка днища, метод ротационной раскатки.

In this article results of research, whose main objective was to develop a comparative analysis of prospective rotational rolling method covers the bottoms of bulk tank rocket and its advantages over other methods above. A comparative analysis was conducted by making membranes bottoms over other methods above. A comparative analysis was conducted by making membranes bottoms over other methods above. A comparative analysis was conducted by making membranes bottoms over other methods above. This paper presents the results of a comparative analysis of the results of the calculations based on existing technological process of pulling shells bottoms and developed the process rolling rotary hemispherical shells. The basis for the last TA became workflow you yazhky shells on the bottoms of hydraulic stamps because the nature of these processes are similar.

Keywords: technology, equipment, shell bottoms, rotary rolling method.

Вступ. Оболонки днищ для циліндричних баків ракет-носіїв (РН) є відповідальними конструкціями, яким властиві високі вимоги до їх міцності, герметичності, надійності. Виконання цих вимог, серед іншого, забезпечується використанням унікальних і наукомістких технологій як виготовлення оболонки, так і методів подальшого їх складання, зварювання, випробування, наявності спеціального технологічного обладнання, пристосувань і працівників високої кваліфікації.

Наслідком цього є те, що в собівартості днищ найбільша складова – це технологічна собівартість. Для найбільш поширених у конструкціях паливних баків РН днищ сферичної форми, на сьогоднішній день, традиційний метод виготовлення оболонки – це витягування оболонки днищ у штампі, але через невеликі обсяги виробництва даний метод втрачає свою привабливість по причині високої собівартості однієї оболонки.

Основною метою роботи є порівняльний аналіз існуючих технологій виготовлення оболонки сферичної форми для днищ паливних баків РН і дослідження можливості зниження технологічної собівартості виготовлення таких великогабаритних днищ шляхом використання сучасних технологій ротационного витягування. Ротацийне розкочування дозволяє значно зменшити кількість засобів технологічного оснащення і кількість переоснащення обладнання у виробничому процесі виготовлення оболонки днищ, суттєво скоротити виробничий цикл.

В роботі розглянуто склад технологічного комплексу для виробництва оболонки днищ методом ротацийного витягування, необхідне оснащення, можливість використання існуючих заготовок.

Для забезпечення достойної конкурентної спроможності продукції ракетно-космічної промисловості України на міжнародному ринку, враховуючи сучасне становище даної галузі, потрібно знаходити нові рішення, які позитивно вплинуть на технологічність та собівартість виробів РКТ.

Актуальність проблеми. Традиційний для нас метод виготовлення – витягування в штампах, можна реалізувати двома шляхами: прямим, при якому

використовується від 8 до 10 комплектів штампів, та реверсивним методом, суть якого полягає у використанні одного комплекту штампа зі змінними частинами. Схему реверсивного методу наведено на рис. 1.

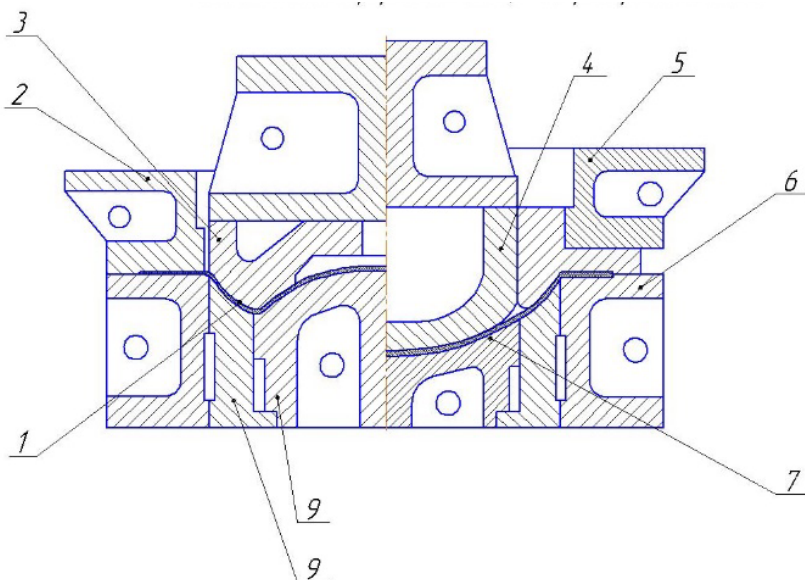


Рис. 1. Конструктивна схема універсального штампа:

1 – напівфабрикат сферичного днища з набором на «грибок»; 2 – прижим для витягування на «грибок»; 3 – пуансон для набору на «грибок»; 4 – пуансон для операції «вивертання»; 5 – прижим для операції «вивертання»; 6 – універсальна матриця; 7 – сферичне днище після операції «вивертання»; 8 – вставні елементи матриці для операції «вивертання»; 9 – вставні елементи матриці для операції «набору на грибок».

Ці методи мають ряд переваг, але враховуючи дрібносерійний тип виробництва, кількість недоліків переважає. До оболонок днищ висувають високі вимоги по технологічності, а отже, і потребують пошуку нових технологічних рішень та методів виготовлення.

Актуальність розглянутого питання для ракетно-космічної галузі України є одним із шляхів зниження собівартості виготовлення і трудомісткості складових РН і, відповідно, підвищення конкурентоспроможності вітчизняної ракетно-космічної техніки.

Матеріал та метод дослідження. В якості матеріалу для оболонок днищ застосовується сплав АМг6М. Основним завданням дослідницької роботи був пошук оптимальних і технологічних методів виготовлення та розробка порівняльного аналізу ефективності найбільш оптимальних методів.

Геометричні параметри об'єкта дослідження:

діаметр – 3000 мм;

висота – 660 мм;

товщина – 10 мм;

Пр = 51 шт.



Рис. 2. Оболонка днища

Хімічний склад матеріалу.

У хімічний склад АМг6М входять такі компоненти: алюміній (Al), ферум (Fe), кремній (Si), марганець (Mn), берилій (Be), хром (Cr), магній (Mg), нікель (Ni), титан (Ti), цинк (Zn) та мідь (Cu). Всі елементи, які входять до АМг6М, впливають на його експлуатаційні характеристики та визначають його властивості, які використовуються під час експлуатації.

Таблиця 1

Характеристика матеріалу АМг6М

Марка	АМг6М
Класифікація	Алюмінієвий деформований сплав
Застосування	Для виготовлення напівфабрикатів методом гарячої і холодної деформації, а також злитків і слябів; корозійна стійкість висока

Таблиця 2

Хімічний склад в % матеріалу АМг6М

Fe	Si	Mn	Ti	Al	Cu	Be	Mg	Zn	Домішки
до 0,4	до 0,4	0,5 – 0,8	0,02 – 0,1	91,1 – 93,68	до 0,1	0,0002 – 0,005	5,8 – 6,8	до 0,2	інші, кожна 0,05; всього 0,1

У процесі роботи було вивчено та проаналізовано такі методи виготовлення:

- штампування електричним розрядом;
- штампування вибухом у водному середовищі;
- витягування в штампах на пресах;
- метод ротаційного розкочування.

Враховуючи параметри об'єкта виробництва, з вищевказаних методів найбільш оптимальними є витягування в штампах та ротаційне розкочування. З представлених методів потрібно обрати найбільш технологічний.

Сутність методу ротаційного розкочування

Сутність методу ротаційного розкочування полягає в тому, що заготовці округлої форми поступово надається форма оправки, яка точно повторює контури готової деталі (рис. 3).

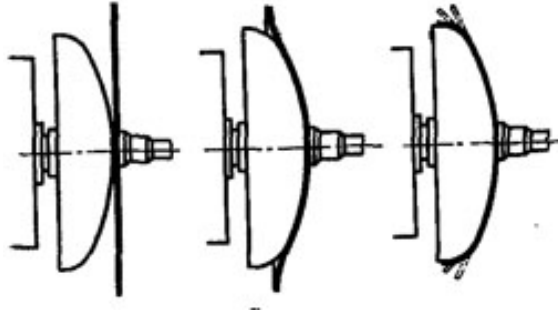


Рис. 3. Схема виготовлення оболонки днища

Інструменти та пристосування для ротаційного розкочування

В якості інструменту використовують ролики, геометричні параметри яких залежать від типу операції (рис. 4.).



Рис. 4. Ролики

Виготовляють ролики з капрону, високоякісної інструментальної (швидкорізальної сталі): ХВГ, У10, У8, термічно оброблена (загартовування, відпуск) до твердості HRC 62–64, матеріал роликів залежить від матеріалу оболонок днищ.

Оправки виготовляють з цементитної низьковуглецевої сталі. Робоча поверхня оправок шліфується; кінцеве шліфування рекомендують проводити на місці, щоб уникнути биття, яке, в свою чергу, сприяє виникненню гофрів на поверхні заготовки.

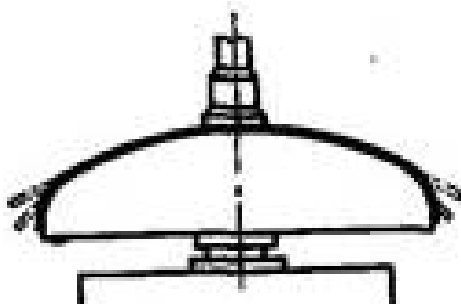


Рис. 5. Оправка

Порівняльний аналіз методів витягування в штампах та ротаційного розкочування проводився за такими критеріями:

- технологічність;
- простота оснащення;
- простота переналадки;
- кількість операцій, $\Sigma t_{шт}$;
- КВМ, %.

Результати дослідження. Провівши дослідницьку роботу та необхідні розрахунки, було отримано дані, які свідчать про ефективність методу ротаційного розкочування в порівнянні з витягуванням у штампах.

Таблиця 3

Результати порівняльного аналізу

Позначення	Витягування в штампах	Ротаційне розкочування
Кількість операцій	42	28
Сумарний час $\Sigma t_{шт}$, хв.	7336,31	867,05
Кількість обладнання	6	5
КВМ, %	85	93

Висновки. Метод витягування в штампах ефективний при середньому, крупному або масовому типах виробництва, але не в дрібносерійному, оскільки через малу кількість виробів даний метод не може окупити вартість значної кількості пристосувань та енергозатрат і затрат на утримання обладнання.

На відміну від витягування в штампах, ротаційне витягування має більшу кількість переваг, ніж недоліків. Даний метод теоретично є ефективнішим і рентабельнішим як з точки зору економіки, так і технології, однак вимагає детального практичного вивчення.

Біографічні посилання

1. **Романовский В. П.** Справочник по холодной штамповке / В. П. Романовский. – М., Л. : Машиностроение, 1979. – 520 с.
2. **Гредитор М. А.** Давильные работы и ротационное выдавливание / М. А. Гредитор. – М. : Машиностроение, 1971. – 239 с.

Надійшла до редколегії 09.06.2017

УДК 629.78

Ю. Д. Шептун¹, М. Д. Коваленко², Т. О. Коваленко²

¹ Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

² Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України

РАЦІОНАЛЬНЕ КЕРУВАННЯ СТУПЕНЕМ РАКЕТИ-НОСІЯ

З метою визначення можливостей мінімізації кількості енергії (палива), витрачаємої виконувачими органами системи керування ракети на обнуління збурень параметрів руху космічних ступенів ракет-носіїв, здійснено аналіз збурюючих факторів, збурюючих сил і моментів, що обумовлюють збурений рух ступенів ракет. Наведено і обґрунтовано послідовність дій (спосіб керування ступенем ракети), реалізація яких дозволяє суттєво зменшити витрати енергії на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня РН. Розглянуто числовий приклад, що ілюструє позитивні властивості запропонованого способу керування.

Ключові слова: космічні ступені ракет, збурений рух, витрати енергії, збурюючі сили і моменти, збурюючі фактори.

С целью определения возможностей минимизации количества энергии (топлива), затрачиваемого исполнительными органами системы управления ракеты на обнуление возмущений параметров движения космических ступеней ракет-носителей (РН), осуществлен анализ возмущающих факторов, возмущающих сил и моментов, обуславливающих возмущенное движение ступеней ракет. Указана и обоснована последовательность действий (способ управления ступенью ракеты), реализация которых позволяет существенно уменьшить затраты энергии на отработку возмущений параметров движения ступени. Приведен числовой пример, иллюстрирующий положительные свойства предлагаемого способа управления.

Ключевые слова: космические ступени ракет, возмущенное движение, затраты энергии, возмущающие силы и моменты, возмущающие факторы.

In order to determine the possibilities of minimizing the amount of energy (fuel) expended by the executive bodies of the Launch Vehicles (LV) control system for zeroing the disturbances in the parameters of the motion of the space stages of the carrier rockets (CR), the perturbing factors, disturbing forces and moments of forces causing disturbed motion of the rockets stages are analyzed. The sequence of actions (the way of controlling the step of the rocket) is indicated and justified, the implementation of which allows substantially reducing the energy costs for working out the perturbations of the movement parameters of the LV stage. A numerical example illustrating the positive properties of the proposed control method is given.

Keywords: space rocket stages, disturbed motion, energy costs, disturbing forces and moments,

Алгоритми формування команд керування ступенями ракет-носіїв (РН), що реалізуються у разі застосування відомих способів управління ракетами [1–3], не враховують певні можливості мінімізації енергії, яка витрачається системою керування на відпрацювання збурень параметрів руху ступенів РН.

Збурений рух космічного ступеня РН обумовлюється похибками стабілізації параметрів руху попереднього ступеня ракети; збуреннями параметрів руху космічного ступеня у процесі розділення ступенів; збурюючими силами і моментами сил від похибок виготовлення та складання корпусу ступеня і його двигунної установки, також від масової асиметрії космічного ступеня ракети відносно її поздовжньої осі.

Витрати енергії на відпрацювання збурень, обумовлених масовою асиметрією ступеня, становлять більшу частину (до 90 %) загальних витрат енергії виконуваними пристроями (керуючими двигунами) системи стабілізації космічного ступеня ракети, що витрачається на обнуління збурень параметрів руху.

Зазначимо, що масова асиметрія космічного ступеня РН з РРД на початку автономного руху ступеня складає кілька міліметрів, але наприкінці руху досягає значення 50–60 мм.

Більша частина (до 95 %) асиметрії – систематична величина, обумовлена нерівномірним розташуванням мас вузлів, агрегатів, приладів та ін. навколо поздовжньої осі ступеня.

Мале значення масової асиметрії ступеня на початку його руху пояснюється тим, що коли паливні баки ступеня заповнені паливом повністю, маса палива суттєво більша маси конструкції і розташовується симетрично навколо поздовжньої осі ступеня.

Впродовж часу польоту маса конструкції ступеня стає більше маси залишків палива, що призводить до збільшення радіальної асиметрії ракети.

Передумовами можливості суттєвого зменшення витрат енергії на відпрацювання збурень параметрів руху космічних ступенів ракет є такі:

– політ космічних ступенів ракет проходить в нещільних шарах атмосфери при дуже малих збурюючих впливах вітру на рух ракети;

– збурення параметрів руху космічних ступенів ракет обумовлюються збурюючими силами і моментами від похибок виготовлення та складання корпусу ступеня і його двигунної установки; від пружної деформації рами двигуна; також від масової асиметрії космічного ступеня ракети відносно її поздовжньої осі;

– найбільш значущий збурюючий фактор – масова асиметрія ступеня ракети відносно її поздовжньої осі;

– більша частина асиметрії “сухого” корпусу ступеня ракети (до 95 %) – систематична величина, яка може з достатньою точністю (до 10 % вимірюваного значення) визначатися в цехових умовах заводу-виготівника;

– рульові приводи систем керування сучасних ракет спроможні з високою точністю відпрацьовувати сигнали керування на поворот ракетного двигуна у відповідному шарнірі в діапазоні значень $\pm 5^\circ$ [5; 6].

З огляду на вищенаведене можна запропонувати таку послідовність дій, спрямованих на мінімізацію енергії, що витрачається системою керування космічного ступеня ракети на відпрацювання збурень параметрів його руху [7]:

– програмне спрямування лінії дії вектора тяги двигуна ступеня через поточне положення центру мас ступеня;

– перехід (одночасно зі спрямуванням лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня) від наведення ступеня в задану точку простору (цільова задача пуску РН) з використанням поздовжньої осі ступеня як базової, до наведення ступеня в зазначену точку з використанням лінії дії вектора тяги двигуна, спрямованої через центр мас ступеня, як базової.

Технічний результат, що досягається завдяки реалізації зазначених дій – суттєве зменшення витрат енергії на відпрацювання збурень параметрів руху.

В якості прикладу розрахуємо ефект від застосування зазначеного способу при керуванні рухом III-го ступеня сучасної РН з такими характеристиками [6]:

1. Номінальна тяга двигуна в пустоті – 7916 кгс, питома тяга – 330 с, час роботи – 470 с.

2. Зсув геометричної осі камери двигуна відносно осі рами, не більше – 2 мм.
3. Відхилення від перпендикулярності осі камери двигуна до площини стикування двигуна з рамою, під навантаженням, кутові хвилини, не більше – 15 (~ 0,25 кутових градусів).
4. Масова асиметрія, m , не більше:
 - на початку руху $y_T = 0,003$ м, $z_T = 0,0085$ м,
 - в кінці руху $y_T = 0,017$ м, $z_T = 0,05$ м.
5. Відстань від площини зрізу сопла до центра мас ступеня – 3,1 м.

Коректність методу розрахунку сил і моментів, що збурюють рух ступенів РН, підтверджена результатами обробки матеріалів льотних випробувань понад 150 ракет і ракет-носіїв різного класу розробки ДКБ “Південне” [5].

Сумарні величини сили F_Σ і моменту M_Σ від технологічних похибок виготовлення і монтажу ракети і рушійної установки, пружної деформації рами рушійної установки визначаються як геометрична сума випадкових складових F_i, M_j [5].

$$F_\Sigma = \sqrt{\sum_{i=1}^n F_i^2}, \quad M_\Sigma = \sqrt{\sum_{j=1}^k M_j^2}. \quad (1)$$

Несиметричність масового компонування ракети відносно поздовжньої осі обумовлює наявність детермінованого зміщення z_a центра мас ступеня ракети за нормаллю до її поздовжньої осі. Як наслідок, виникає детермінований момент $M_a = P \cdot z_a$ сили тяги ракетного двигуна відносно центра мас ракети, що збурює рух ракети.

Зміщення z_a звичайно близьке до нуля, якщо баки ступеня заповнені рідинним паливом, і досягає найбільшого значення, якщо баки порожні.

З урахуванням викладеного формулу для визначення моменту M , обумовленого технологічними похибками виготовлення і монтажу ракети і рушійної установки, пружною деформацією рами рушійної установки, масовою асиметрією ракети відносно поздовжньої осі, слід записати так:

$$M = M_a + M_\Sigma = P \cdot z_a + \sqrt{\sum_{j=1}^k M_j^2}. \quad (2)$$

Таким чином, сила і моменти, що збурюють рух ступеня, визначаються з урахуванням невідповідного і випадкового характеру окремих складових, але без використання того, що модуль і напрямок дії моменту M_a відомі (з достатньою точністю можливих експериментальних вимірів та чисельних розрахунків розміру z_a).

Наведеним значенням похибок виготовлення, складання III-го ступеня ракети та її двигунної установки відповідають такі значення складових сил і моментів, що збурюють рух ступеня:

випадкові складові:

- збурюючий момент від сили тяги двигуна відносно центра мас ступеня, обумовлений зсувом осі камери двигуна відносно осі рами перехідника

$$M_1 = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,002 \text{ м} = 15,8 \text{ кгс} \cdot \text{м},$$

– збурююча сила від сили тяги двигуна обумовлена відхиленням геометричної осі камери двигуна від перпендикулярності до площини стикування двигуна з рамою-перехідником

$$F_1 = 7916 \text{ кгс} \cdot \sin 0,25^\circ = 33 \text{ кгс},$$

– збурюючий момент від сили F_1 відносно центра мас ступеня на плечі 3,1 м (рис. 1)

$$M_2 = 33 \text{ кгс} \cdot 3,1 \text{ м} = 102 \text{ кгс} \cdot \text{м},$$

– сумарний збурюючий момент

$$M_{\text{сум}}^{\text{вип}} = \sqrt{M_1^2 + M_2^2} = 103,2 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$$

– збурюючий момент від сили тяги маршового двигуна відносно центра мас ступеня обумовлений масовою асиметрією:

– на початку руху $M_a(t=0) = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,0085 \text{ м} = 67,3 \text{ кгс} \cdot \text{м}$,

– в кінці руху $M_a(t=470 \text{ с}) = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,05 \text{ м} = 396 \text{ кгс} \cdot \text{м}$.

Момент M_a лінійно збільшується за часом унаслідок збільшення масової асиметрії від 0,0085 м до 0,05 м через випорожнення паливних баків ступеня від початку до кінця руху. Переміщення центра мас ступеня відносно лінії дії сили тяги P ілюструється рис. 1.

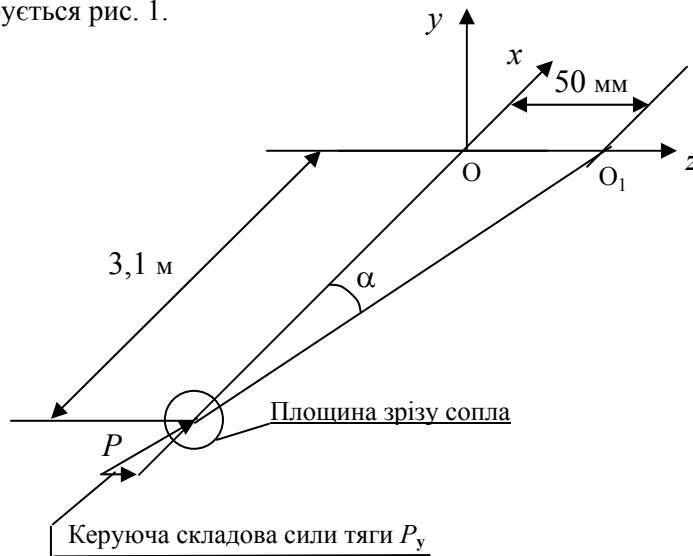


Рис. 1. Переміщення центра мас ступеня відносно поздовжньої осі

На рис. 1 $Oxyz$ – зв'язана система координат, точка O поєднана з центром мас ступеня в момент $t = 0$, точка O_1 – з центром мас в момент $t = 470$ с, P – вектор тяги двигуна.

Кут α змінюється від значення

$\alpha = 0,0085 \text{ м} \cdot (3,1 \text{ м})^{-1} = 2,581 \cdot 10^{-3} \text{ рад} = 0,1148^\circ$ в початковий момент польоту до значення

$\alpha = 0,05 \text{ м} \cdot (3,1 \text{ м})^{-1} = 0,016 \cdot 10^{-3} \text{ рад} = 0,917^\circ$ в момент часу $t = 470$ с.

Розрахунки показують, що на початку руху III-го ступеня випадкові збурюючі моменти більше детермінованих, в кінці руху – суттєво менші (в 4 рази). Найбільше значення моменту, що збурює рух ступеня, визначається

як арифметична сума складових: сумарного випадкового $M_{\text{СУМ}}^{\text{ВИП}}$ та детермінованого M_a . У випадку, що розглядається, маємо таке значення сумарного моменту, який збудує рух ступеня, розрахований відповідно до міжвідомчої методики [5] за формулою $M_{\text{СУМ}} = M_{\text{СУМ}}^{\text{ВИП}} + M_a$:

– на початку руху – 103,2 кгс·м,

– в кінці руху – 103,2 кгс·м + 396 кгс·м = 499,2 кгс·м \approx 500 кгс·м.

Останнє значення є суттєво більшим, ніж необхідно на значній за часом ділянці польоту ступеня.

Графіки функцій $M_{\text{СУМ}}^{\text{ВИП}}(t)$, $M_{y,A}(t)$, $M_{\text{СУМ}}(t)$, $M_{\text{необх}}(t)$, представлено на рис. 2.

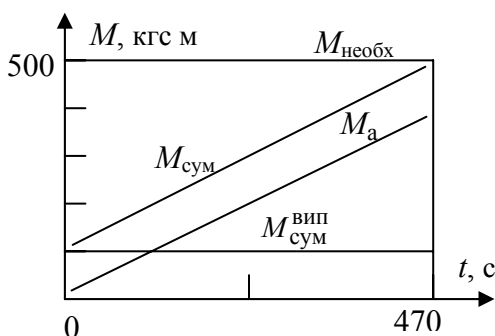


Рис. 2. Графіки функцій $M_{\text{СУМ}}^{\text{ВИП}}(t)$, $M_a(t)$, $M_{\text{СУМ}}(t)$, $M_{\text{необх}}(t)$

Визначимо таке:

1. Повне значення імпульсу $Q_{\text{пов}}$ сили тяги P двигуна третього ступеня ракети впродовж штатного часу роботи двигуна – 470 с.

$$Q_{\text{пов}} = 7916 \text{ кгс} \cdot 470 \text{ с} = 3,72 \cdot 10^6 \text{ кгс} \cdot \text{с}.$$

2. Імпульс $Q_{\text{СУМ}}$ тяги двигуна, який необхідно витратити на ліквідацію впливу моменту $M_{\text{СУМ}}$ на рух ступеня, без реалізації спрямування лінії тяги двигуна через центр мас ступеня:

$$Q_{\text{СУМ}} = \frac{M_{\text{СУМ}}(t=0) + M_{\text{СУМ}}(t=470 \text{ с})}{2} \cdot \frac{470 \text{ с}}{3,1 \text{ м}} = \frac{(1032 + 4992) \text{ кгс} \cdot \text{м}}{2} \cdot \frac{470 \text{ с}}{3,1 \text{ м}} = 4,567 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}.$$

Частина $Q_{\text{СУМ}}$ від $Q_{\text{пов}}$ складає:

$$Q_{\text{СУМ}} \cdot Q_{\text{пов}}^{-1} = 1,228 \cdot 10^{-2} = 1,228 \% \text{ від } Q_{\text{пов}}.$$

3. Випадкову складову $M_{a \text{ ВИП}}$, що виникає унаслідок можливості виникнення похибки при спрямуванні лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня. Значенню $0,1 \cdot z_a$ відповідає частина моменту M_a , що дорівнює 10 % поточного значення M_a ; цю частину слід розглядати як таку, що має випадковий характер і становить:

– на початку руху $M_{a \text{ ВИП}}^0 = 0,85 \cdot 10^{-3} \text{ м} \cdot 7916 \text{ кгс} = 6,73 \text{ кгс} \cdot \text{м},$

– в кінці руху $M_{a \text{ ВИП}}^k = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м} \cdot 7916 \text{ кгс} = 39,6 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$

4. Значення випадкового сумарного моменту, що збудує рух III-го ступеня РН в разі спрямування лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня:

– на початку руху $M_{\text{сум}}^0 = \sqrt{(103,2)^2 + (6,73)^2} = 103,42 \text{ кгс} \cdot \text{м}$,

– в кінці руху $M_{\text{сум}}^k = \sqrt{(103,2)^2 + (39,6)^2} = 110,54 \text{ кгс} \cdot \text{м}$.

5. Значення керуючих сил, відповідні значенням моментів, наведеним в п. 4, виходячи з того, що плече керуючих сил дорівнює 3,1 м (рис. 1). Для відпрацювання моментів, що збудують рух III-го ступеня, будуть необхідними такі керуючі сили:

– на початку руху $p_0 = 103,42 \text{ кгс} \cdot \text{м} / 3,1 \text{ м} = 32,36 \text{ кгс}$,

– в кінці руху $p_k = 110,5 \text{ кгс} \cdot \text{м} / 3,1 \text{ м} = 35,66 \text{ кгс}$.

Ці значення становлять:

– на початку руху $p_0 = 0,41 \% P$,

– в кінці руху $p_k = 0,45 \% P$.

6. Імпульс $Q_{\text{вип}}$ сили тяги двигуна, відповідний значенням p_0 та p_k , необхідний для відпрацювання сумарного випадкового моменту, що збудує рух ступеня в разі спрямування лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня

$$Q_{\text{вип}} = (0,41 + 0,45) \cdot 7916 \text{ кгс} \cdot 470 \text{ с} \cdot 2^{-1} \cdot 100^{-1} = 1,6 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}.$$

Частина $Q_{\text{вип}}$ від $Q_{\text{пов}}$ складає:

$$Q_{\text{вип}} \cdot Q_{\text{пов}}^{-1} = 1,6 \cdot 10^4 \cdot 3,72 \cdot 10^{-6} = 0,43 \cdot 10^{-2} = 0,43 \% \text{ від } Q_{\text{пов}}.$$

7. Імпульс тяги двигуна ступеня Q_{M_a} , який необхідно витратити на компенсацію впливу M_a на рух ступеня без спрямування лінії тяги двигуна через центр мас ступеня:

$$Q_{M_a} = \frac{M_a(t=0) + M_a(t=470 \text{ с})}{2} \cdot \frac{470 \text{ с}}{3,1 \text{ м}} = \frac{67,3 \text{ кгс} \cdot \text{м} + 396 \text{ кгс} \cdot \text{м}}{2} \cdot \frac{470 \text{ с}}{3,1 \text{ м}} = 3,512 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}.$$

Частина Q_{M_a} від $Q_{\text{пов}}$ складає:

$$Q_{M_a} \cdot Q_{\text{пов}}^{-1} = 3,51 \cdot 10^4 \cdot 3,72 \cdot 10^{-6} = 0,944 \cdot 10^{-2} = 0,944 \% \text{ від } Q_{\text{пов}}.$$

Результати розрахунків показують, що спрямування лінії дії вектора тяги двигуна через центр мас ступеня і перехід до лінії дії двигуна як такої, що визначає програмний рух ступеня при наведенні в задану точку простору, призводить до зменшення витрат енергії на відпрацювання впливу моменту сил, що збудують рух ступеня зі значення $4,567 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}$ до значення $1,6 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}$, тобто на $\Delta Q = 2,967 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с}$, або в 2,854 раза.

Сила тяги $P_{\text{умовн}}$ “умовного” двигуна, який протягом 470 с утворює імпульс тяги ΔQ , визначається формулою

$$\Delta P = 2,967 \cdot 10^4 \text{ кгс} \cdot \text{с} \cdot (470 \text{ с})^{-1} = 63,128 \text{ кгс}.$$

Якщо питома тяга двигуна 330 с, то витрати палива протягом 1 с роботи у такого двигуна $G = P_{\text{умовн}} \cdot (P_{\text{питоме}})^{-1} = 63,128 \text{ кгс} \cdot (330 \text{ с})^{-1} = 0,1912 \text{ кгс} \cdot \text{с}$.

Протягом 470 с польоту “умовний” двигун витратить на управління кількість палива $G_{\text{умовн}} = G_{\text{умовн}} \cdot 470 \text{ с} = 89,86 \text{ кгс}$.

Можливість програмного повороту лінії дії вектора тяги двигуна ступеня на кут 0–5 кутових градусів в центр мас ступеня, також можливість програмним шляхом одночасно з поворотом лінії дії вектора тяги в центр мас ступеня перейти від цільового наведення ступеня з використанням поздовжньої осі ступеня до цільового наведення ступеня з використанням нового програмного напрямлення лінії дії вектора тяги підтверджуються прикладами створеної ДКБ “Південне” низки кращих на світовому рівні стратегічних ракет і ракет-носіїв, системи управління (СУ) яких формують керуючі сили шляхом повороту векторів тяги ($P = 5\text{--}100 \text{ тс}$ і більше) рідинних і твердопаливних двигунів (наприклад, СУ ракет 15А16, 15А18, 15Ж44, 15Ж52 та ін.), також реалізують переходи від цільового наведення ступеня з використанням однієї базової вісі до цільового наведення з використанням іншої базової вісі (наприклад, СУ ракети-носія 11К68 (SL-14) [5; 6].

Таким чином, застосування способу керування, що пропонується, до керування третім ступенем сучасної РН середнього класу дозволяє зменшити кількість рідинного палива на відпрацювання сил і моментів, які збурюють рух ступеня, на $\sim 90 \text{ кгс}$ при загальній кількості палива $\sim 9000 \text{ кгс}$. Зменшення ваги ІІІ-го ступеня на $\sim 100 \text{ кгс}$ дозволяє зменшити вагу І-го ступеня на $\sim 1000 \text{ кгс}$.

Бібліографічні посилання

1. Спосіб формування команд керування на ракеті і система керування ракетою, патент на винахід RU № 2266514 С1 від 10.11.2004 р., МПК F 42 В 15/01. Автори: Дудка В. Д. (RU), Землевский В. Н. (RU), Морозов В. И. (RU), Назаров Ю. М. (RU).
2. Спосіб формування команд керування на ракеті, що обертається за креном, і система керування ракетою, що обертається за креном, патент на винахід RU № 2280226 С1 від 14.12.2004 р., МПК F 41 G 7/00. Автори: Дудка В. Д. (RU), Землевский В. Н. (RU), Морозов В. И. (RU), Назаров Ю. М. (RU).
3. Герасюга Н. Ф. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет / Н. Ф. Герасюга, А. В. Новиков, Н. Г. Белецкая. – Днепропетровск, 1998.
4. Спосіб керування ракетою з багатокамерним двигуном на початковому відрізку траєкторії, стартуючої з рухомої основи, патент на винахід UA № 51758 С2 від 16.12.2002 р., МПК F 42 В 15/00, F 41F 3/04. Автори: Андронов А.С. (UA), Дегтярьова О.А. (UA), Морозов В.М. (UA).
5. Ракети-носії і космічні ступені ракет як об’єкти керування / І. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун ; за ред. С. М. Конохова. – Дніпропетровськ : Вид-во ДНУ, 2007.
6. Динамічне проектування ракет. Задачі динаміки ракет і їх космічних ступенів / І. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун ; за ред. С. М. Конохова. – Дніпропетровськ : Вид-во ДНУ, 2010.
7. Спосіб керування космічним ступенем ракети-носія, патент на винахід UA № 11435 від 25.05.2017 р., МПК F02K 9/80 (2006.01), F42B 15/01 (2006.01). Автори: Шептун Ю. Д. (UA), Коваленко М. Д. (UA), Коваленко Т. О. (UA).

Надійшла до редколегії 21.06.2017

УДК 629.764

О. П. Юшкевич¹, Н. Е. Калініна¹, В. Т. Калінін²

¹ Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

² Національна металургійна академія України

МОДЕЛЬ ІНТЕГРАЛЬНОГО ПОКАЗНИКА МЕХАНІЧНИХ СИСТЕМ

Розроблено геометричну та алгебраїчну моделі інтегрального показника механічних систем в ознаковому просторі. З'ясовано, що інтегральні показники є проєкціями інформаційних об'єктів моделювання на вісь переваги можливостей. Побудова цієї осі виконується сумуванням векторів зіставлення механічних систем, збудованих у просторі початкових ознак, як різницю пар векторів зіставлених інформаційних об'єктів.

Ключові слова: ознаковий простір, інтегральний показник, механічні системи, головні компоненти, вагові коефіцієнти.

Разработаны геометрическая и алгебраическая модели интегрального показателя механических систем в признаковом пространстве. Показано, что интегральные показатели являются проецированием информационных объектов моделирования на ось предпочтения возможностей. Построение этой оси выполняется суммированием векторов сравнения механических систем, выстроенных в пространстве начальных признаков, как разности пар векторов сопоставляемых информационных объектов.

Ключевые слова: пространства признаков, интегральный показатель, механические системы, главные компоненты, весовые коэффициенты.

The geometric and algebraic models of the integral index of mechanical systems in the attribute space are developed. It is shown that integral indicators are projections of information objects of modeling on the axis of preferences of possibilities. The construction of this axis is performed by summing the comparison vectors of the mechanical systems constructed in the space of the initial properties, as the difference of the pairs of vectors of the information objects being compared.

Keywords: feature spaces, integral exponent, mechanical systems, main components, weighting coefficients.

Постановка проблеми і її зв'язок з найважливішими науковими та практичними задачами. Механічні аерокосмічні системи характеризуються величезною кількістю незалежних показників, наочне уявлення зв'язків між якими можливо геометричним уявленням в ознаковому просторі при зниженні його розмірності [1]. Зниження розмірності простору опису механічних систем до трьох і менше компонент дозволяє візуалізувати багатовимірні безлічі ознак, отримати уявлення про їх розподіл уздовж однакових осей [2] і перейти до їх геометричного опису.

У геометричній інтерпретації аерокосмічні об'єкти інформаційного моделювання, що утворюють різні множини-класи, що складаються з точок, є візуальним унаочненням механічних систем, кожен з яких позначимо M_{nprt} в ознакових просторах [2]. При цьому S_{nprt} умовно позначимо об'єкти для початкового стану і TS_{nprt} – для кінцевого, де n – індекс (номер) об'єкта інформаційного моделювання ($n = 1, \dots, N$); p – індекс виду; t – індекс геометричних параметрів; T – маркер, що встановлюється перед позначенням системи, що пройшла яку-небудь низку подій.

Для безлічі однотипних систем номер $n = m$, де m – індекс механічної системи. У безлічі однотипних систем, що мають певну передісторію, номер об'єкта є подвійним $n = mz$, де z – індекс передуючої послідовності подій.

Для безлічі механічних систем одного типу індекс об'єкта буде потрійним $n = mzx$, де x – індекс виробника системи.

Після згортки початкових ознак у три - і менш вимірний простір нових ознак можна оцінити близькість механічних аерокосмічних систем одна до одної. Визначаючи відстань між об'єктами інформаційного моделювання усередині утвореної ними безлічі S , можна виконати розділення систем на підмножини-кластери.

При цьому кластери мають бути значно віддалені один від одного, ніж точки – дрібні механічні системи S_{npg} – усередині них [3].

Кожен геометрично утворений кластер можна охарактеризувати значеннями комплексних показників механічних систем, що входять у нього [4].

При близькості значень комплексних показників у межах кластерів можна виконувати заміну дорогих систем дешевшими і не менш якісними.

Аналіз розрядок між кластерами дозволяє обґрунтовано проектувати нові неіснуючі системи, параметри яких відповідають потребам промисловості [3].

Застосування комплексного показника дозволить також отримувати зручні для аналізу і застосування математичні закономірності [4], системи, що зв'язують початковий стан з її можливостями після якої-небудь послідовності подій, у вигляді функціональних залежностей

$$TK_{npg}^{c^{(i)}} = f(K_{npg}^{c^{(i)}}). \quad (1)$$

Такі рівняння потрібні для прогнозування проміжних і кінцевих станів систем. Їх застосування удосконалить управління технологічними процесами.

Аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких розпочато рішення поставленої задачі, і їх зв'язок з поставленою проблемою. Перетворення старих ознак у нові означає поворот або перенесення системи координат простору геометричного опису початкових ознак, або і те і інше, з таким розрахунком, щоб нова 1-а ознакова вісь мала найбільш можливу для цієї вибірки дисперсію [1].

У випадку, якщо дисперсії на інших компонентних осях будуть незначними, то їх можна відкинути. Нові ознакові осі, що залишилися при цьому, називають головними компонентними (ГК).

Отримати головні осі можна раціональніше [2], якщо з початку координат простору ознак через точку центра тяжіння безлічі параметрів систем $S = \{S_{npg}\}$ провести пряму, що називається центроїдною віссю (ЦВ), яка проходить усього на декілька кутових одиниць у стороні від 1-ї ГК [4].

Проте, якщо безліч даних систем складається з двох і більше кластерів, відособлено розділених у просторі початкових властивостей, то 1-а ознакова вісь (ГК або центроїдна) може бути неінформативною, оскільки ймовірно пройде між підмножинами інформаційних об'єктів (кластерами). Тому для аналізу систем її ефективність буде низькою.

Отримати розташування 1-ї ознакової осі, що приблизно відповідає критерію інформативності [1], можна, якщо центроїдну вісь розгорнути так, щоб вона проходила через початок системи ГК і загальний центр тяжіння кластерів, з яких утворена загальна безліч систем у просторі ознак, що характеризує їх можливості (рис. 1).

Отримана таким чином нова компонента – це вісь центру тяжіння (ВЦТ) загальної безлічі механічних систем, розташованої в ознаковому просторі їх

геометричного опису [2; 4]. При цьому побудова ВЦТ означає поворот систем ГК або центроїдних осей і перенесення початку координат створеного нового ознакового простору в точку загального центра тяжіння.

На ВЦТ можна спроектувати об'єкти інформаційного моделювання S_{npr} . Потім, за необхідності, виконати їх ранжування в порядку зростання або убавання значень проєкцій (рис. 1). В цьому випадку координата кожної такої проєкції на ВЦТ може бути інтерпретована як комплексний показник [4], який позначається K_{npr} для початкового і TK_{npr} для кінцевого станів.

Проте безліч механічних систем S у просторі їх властивостей можуть мати рівноважну геометричну конфігурацію. При цьому визначити найбільш інформативну головну компоненту (ГК) [1] для об'єктів інформаційного моделювання стає неможливим.

Навіть зміна масштабу і початку відліку простору перших головних компонент відносно початкового і перехід від проєкцій на перші ГК або центроїдні осі, в якості комплексних показників [2], до проєкцій інформаційних об'єктів на ВЦТ [4] не сприяють підвищенню інформативності компонентних осей.

Постановка задачі. В цьому випадку для узагальненого опису аерокосмічних об'єктів інформаційного моделювання у просторі їх ознак можна ввести інтегральні показники, які сумарно однозначно виражають усі ознаки, що характеризують механічні системи в даних умовах.

Для того щоб розробити метод розрахунку таких інтегральних показників механічних систем, необхідно спочатку математично їх описати і обґрунтувати, тобто побудувати математичну модель.

Мета роботи. Розробити математичну модель інтегральних показників механічних систем, що враховує тип – m , завод-виготовник – x , попередній ланцюг подій – z , вид – p та їх розміри – t .

Методика дослідження. У роботі використано аналітичні методи дослідження механічних систем, базовані на математичному їх представленні і формалізованому описі у просторі ознак у вигляді точок, інформаційно наділених усіма характеристиками даної механічної системи.

Це дозволило застосовувати для побудови геометричної моделі інтегрального показника традиційні методи векторної алгебри. При узагальненні отриманих двовимірних моделей у багатовимірні використано лінійну алгебру.

Виклад основного матеріалу досліджень і обговорення результатів. Для кожної механічної системи S_{npr} інтегральний показник може бути розрахований як лінійна цільова функція ознак $\sigma_{npr}^{(i)}$

$$\begin{aligned}
 K_{1pr} &= l_0^{1pr} + l_1^{1pr} \sigma_{1pr}^{(1)} + \dots + l_i^{1pr} \sigma_{1pr}^{(i)} + \dots + l_p^{1pr} \sigma_{1pr}^{(p)} \\
 K_{2pr} &= l_0^{2pr} + l_1^{2pr} \sigma_{2pr}^{(1)} + \dots + l_i^{2pr} \sigma_{2pr}^{(i)} + \dots + l_p^{2pr} \sigma_{2pr}^{(p)} \\
 &\dots \dots \dots \\
 K_{npr} &= l_0^{npr} + l_1^{npr} \sigma_{npr}^{(1)} + \dots + l_i^{npr} \sigma_{npr}^{(i)} + \dots + l_p^{npr} \sigma_{npr}^{(p)} \\
 &\dots \dots \dots \\
 K_{Npr} &= l_0^{Npr} + l_1^{Npr} \sigma_{Npr}^{(1)} + \dots + l_i^{Npr} \sigma_{Npr}^{(i)} + \dots + l_p^{Npr} \sigma_{Npr}^{(p)},
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

де $i = 1, 2, \dots, i, \dots, p$ – індекс (порядковий номер) ознак; $n = 1, \dots, n, \dots, N$ – номери об'єктів інформаційного моделювання, що відповідають їх позиціям у безлічі механічних систем. При цьому $n = mzx$ [2; 4]; l_0^{Npr} – доданок лінійного

рівняння, сполучаючий в собі не дані або не ідентифіковані в завданні ознаки; l_i^{npt} – вагові коефіцієнти ознак $\sigma_{npt}^{(i)}$.

При цьому інтегральними показниками K_{npt} є проєкції об'єктів інформаційного моделювання на вісь їх переваги K (рис. 1), напрям якої визначений зростанням можливостей систем [2; 4].

У цьому випадку, як видно з роботи [2], вагові коефіцієнти при однойменних ознаках $\sigma_{npt}^{(i)}$ ($i = 1, \dots, \rho$) в рівняннях (2) для різних об'єктів S_{npt} на вісь K рівні

$$l_0^{1pt} = l_0^{2pt} = \dots = l_0^{npt} = \dots = l_0^{Npt} = l_0^{pt}, \quad (3)$$

$$l_i^{1pt} = l_i^{2pt} = \dots = l_i^{npt} = \dots = l_i^{Npt} = l_i^{pt}. \quad (4)$$

Рівність цих коефіцієнтів визначено з того, що вони є направляючими косинусами і синусами проєкцій інформаційних об'єктів на вісь K відносно осей початкових ознак $\sigma^{(1)}, \sigma^{(2)}, \dots, \sigma^{(i)}, \dots, \sigma^{(\rho)}$. Ці коефіцієнти l мають бути такими, щоб великим значенням початкових ознак $\sigma_{npt}^{(i)}$ відповідали більш високі значення інтегральних показників K_{npt} . Тобто вони повинні відповідати умові зростання можливостей S_{npt} уздовж напрямку K .

Таким чином, визначивши числові значення вагових коефіцієнтів $l_0^{pt}, l_1^{pt}, \dots, l_i^{pt}, \dots, l_\rho^{pt}$, отримуємо новий показник механічної системи K_{npt} (2).

Проектуючи точки безлічі S на 1-у ГК, ЦВ або ВЦТ, і розташовуючи об'єкти інформаційного моделювання в порядку зростання величин цих проєкцій, можна отримати початковий ряд переваги сталей.

При цьому можна вважати, що кожній позиції S_{npt} в початковому ряду переваги відповідає певне значення показника K_{npt} і його положення на новій осі K . Таким чином, значення K_{npt} збільшуватимуться відповідно до зростання можливостей даних систем.

Проте, визначивши K_{npt} і порівнюючи їх один з одним для усіх N – об'єктів початкового ряду переваги, можна отримати

$$K_{1pt} \geq K_{2pt} \geq \dots \geq K_{n-1pt} \geq K_{npt} \geq \dots \geq K_{Npt} \quad (5)$$

послідовну систему нерівностей, в якій інтегральні показники (2) розташовуються в порядку убавання їх значень.

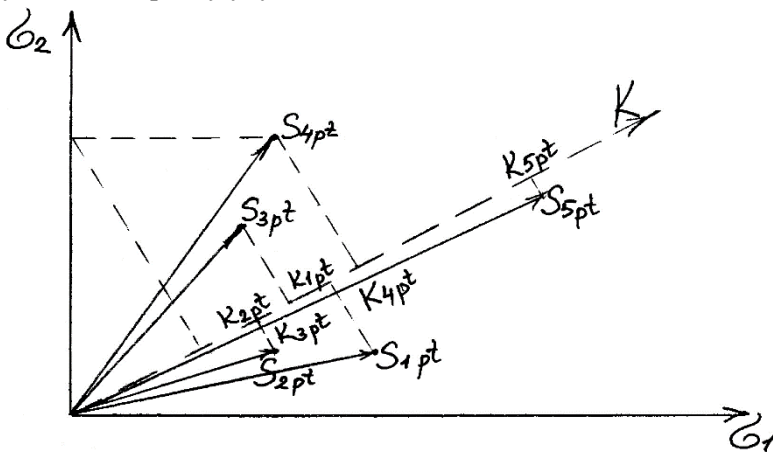


Рис. 1. Проекція кожної точки S_{npt} на вісь K є значенням комплексного показника K_{npt} .

Таким чином, безлічі S можуть бути однозначно побудовані у варіаційний ряд в порядку убування їх інтегральних показників

$$S_{1pt}, S_{2pt}, \dots, S_{n-1pt}, S_{npt}, S_{n+1pt}, \dots, S_{N-1pt}, S_{Npt}. \quad (6)$$

В результаті цього отримуємо ранжування систем по убуванню їх можливостей.

Віднімаючи з кожного елемента ланцюжка нерівностей (5) значення показника можливостей, що йде за ним, отримуємо ряд, в якому різниця інтегральних показників убуває зі збільшенням номерів порівнюваних об'єктів:

$$K_{1pt} - K_{2pt} \geq K_{2pt} - K_{3pt} \geq \dots \geq K_{n-1pt} - K_{npt} \geq \dots \geq K_{N-1pt} - K_{Npt} \geq 0. \quad (7)$$

Таким чином, з рядків переваги об'єктів інформаційного моделювання (5), (6), отримуємо ряд порівняння механічних систем.

Для того щоб послідовність нерівностей (7) виконувалася, тобто перша система у варіаційному ряду (6) мала б найбільший або рівний подальшому об'єкту інтегральний показник, а остання – найменший або рівний попередньому, необхідно, щоб парні різниці інтегральних показників були позитивними або дорівнювали 0:

$$K_{1pt} - K_{2pt} \geq 0, \dots, K_{n-1pt} - K_{npt} \geq 0, \dots, K_{N-1pt} - K_{Npt} \geq 0. \quad (8)$$

Таким чином, з ряду порівняння (7) отримуємо систему нерівностей (8). Тепер, підставляючи в нерівності (8) замість K_{npt} їх математичні вирази (2), враховуючи рівність коефіцієнтів (3) і (4), і приймаючи для цих умов в (2) і (3), що $l_0^{pt} = 0$, отримаємо систему лінійних нерівностей:

$$\begin{aligned} & \sum_{i=1}^{\rho} l_i^{pt} (\sigma_{1pt}^{(i)} - \sigma_{2pt}^{(i)}) \geq 0 \\ & \sum_{i=1}^{\rho} l_i^{pt} (\sigma_{2pt}^{(i)} - \sigma_{3pt}^{(i)}) \geq 0 \\ & \dots \dots \dots \\ & \sum_{i=1}^{\rho} l_i^{pt} (\sigma_{n-1pt}^{(i)} - \sigma_{npt}^{(i)}) \geq 0 \\ & \sum_{i=1}^{\rho} l_i^{pt} (\sigma_{npt}^{(i)} - \sigma_{n+1pt}^{(i)}) \geq 0 \\ & \dots \dots \dots \\ & \sum_{i=1}^{\rho} l_i^{pt} (\sigma_{N-1pt}^{(i)} - \sigma_{Npt}^{(i)}) \geq 0, \end{aligned} \quad (9)$$

де $i = 1, \dots, \rho$ – порядкові номери початкових ознак; $(\sigma_{n-1pt}^{(i)} - \sigma_{npt}^{(i)}) = \Delta\sigma_{n-1n}^{(i)}$ – різниці координат порівнюваних інформаційних об'єктів порівняння, що є величинами $[\Delta\sigma_{n-1n}^{(i)}]_{pt}$ початкових однойменних ознак S_{n-1pt} и S_{npt} ($n = 1, \dots, N$).

При цьому сукупності різниць однойменних ознак порівнюваної пари інформаційних об'єктів у нерівностях системи рівнянь (9) є координатами вектора порівняння пари систем у просторі початкових властивостей:

$$\Delta\overline{\sigma_{n-1,n}} = \left\{ \sigma_{n-1pr}^{(1)} - \sigma_{npr}^{(1)}, \dots, \sigma_{n-1pr}^{(i)} - \sigma_{npr}^{(i)}, \dots, \sigma_{n-1pr}^{(p)} - \sigma_{npr}^{(p)} \right\}, \quad (10)$$

які є матрицею-рядком

$$\Delta\overline{\sigma_{n-1,n}} = \left\| \Delta\sigma_{n-1,n}^{(i)} \right\|. \quad (11)$$

Такі вектори утворюються різницями пар векторів $\overline{O_{n-1pr}}$ і $\overline{O_{npr}}$ двох порівнюваних об'єктів інформаційного моделювання S_{n-1pr} і S_{npr} (рис. 2)

$$\overline{O_{(n-1)pr}} - \overline{O_{npr}} = \Delta\overline{\sigma_{(n-1),n}}. \quad (12)$$

Для отриманих таким чином векторів порівняння (10) введемо позначення P і порядкові номери μ :

$$\Delta\overline{\sigma_{n-1,n}} = \overline{P_{\mu}} = \overline{P'_{n'pr}}. \quad (13)$$

де $\mu = 1, \dots, M$ – індекс (номер) пари об'єктів n' і n з початкового ряду переваги, які зіставляють.

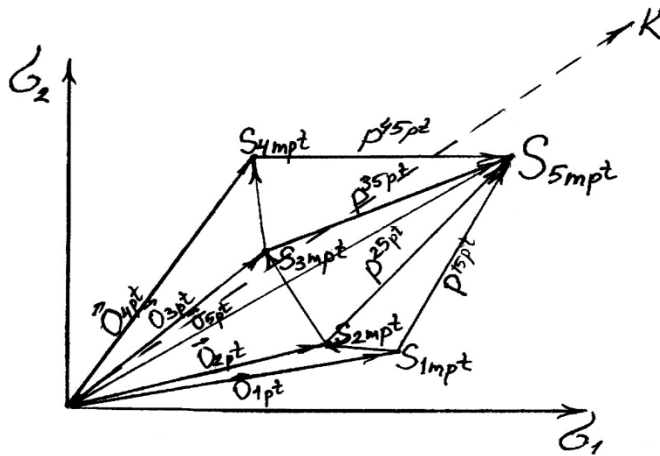


Рис. 2. Вектори інформаційних об'єктів $\overline{O_{1pr}}, \overline{O_{2pr}}, \overline{O_{3pr}}, \overline{O_{4pr}}, \overline{O_{5pr}}$ утворюють у просторі (σ_1, σ_2) безліч точок $\{S_{1pr}, S_{2pr}, S_{3pr}, S_{4pr}, S_{5pr}\}$ (систем). Різниця між векторами $\overline{O_{1pr}} - \overline{O_{5pr}} = \overline{P_{15pr}}, \overline{O_{2pr}} - \overline{O_{5pr}} = \overline{P_{25pr}}, \overline{O_{3pr}} - \overline{O_{5pr}} = \overline{P_{35pr}}, \overline{O_{4pr}} - \overline{O_{5pr}} = \overline{P_{45pr}}$ визначають вектори переваги у напрямі зростання можливостей K

На рис. 2, 3 замість значення індексу μ вказано номери порівнюваних об'єктів n і n' . При цьому кожній парі порівнюваних систем $\{S_{n-1pr}, S_{npr}\}$ у їх варіаційному ряду (5) відповідатиме вектор порівняння $\Delta\overline{\sigma_{n-1,n}}$ та індекс порівняння μ (табл. 1).

Таблиця 1

Таблиця індексів порівняння

$\{S_{1pr}, S_{2pr}\}$	$\{S_{2pr}, S_{3pr}\}$...	$\{S_{n-1pr}, S_{npr}\}$...	$\{S_{N-1pr}, S_{Npr}\}$
$\Delta\overline{\sigma_{12}}$	$\Delta\overline{\sigma_{23}}$...	$\Delta\overline{\sigma_{n-1,n}}$...	$\Delta\overline{\sigma_{N-1,N}}$
1	2	...	M	...	M

Переносячи вектори порівняння в початок координат, можна зіставити їх між собою (рис. 3). Вектори, розташовані у просторі під гострим кутом до 1-ї ГК або ВЦТ, матимуть орієнтацію в передбачуваному позитивному напрямі осі K , уздовж якого можливості систем зростають. Вектори $\Delta\overline{\sigma_{n-1,n}}$, що утворюють

тупі або прями кути з віссю K , відповідають зниженню або постійності можливостей систем, тому вони відкидаються і до розгляду не беруться. Таким чином, отримуємо інтервальный ряд, в якому послідовність векторів порівняння

$$\overline{\Delta\sigma_{12}}, \overline{\Delta\sigma_{23}}, \dots, \overline{\Delta\sigma_{N-1,N}}, \overline{\Delta\sigma_{N,N+1}}, \dots, \overline{\Delta\sigma_{N-1,N}} \quad (14)$$

утворює векторний ряд переваги механічних систем

$$\overline{F}_1, \dots, \overline{F}_k, \dots, \overline{F}_M. \quad (15)$$

Послідовно підсумовуючи вектори переваги (5.15) у просторі початкових властивостей (рис. 4, 5) і відкладаючи їх один за одним у порядку дотримання номерів μ , отримаємо певну траєкторію, початкової і кінцевої точкам якої відповідатиме результуючий вектор \overline{F} , що визначає фактичний напрям зростання можливостей механічних систем, що вивчаються.

Таким чином, сума векторів (15) дає результуючий вектор зростання можливостей

$$\overline{F}_1 + \dots + \overline{F}_k + \dots + \overline{F}_M = \overline{F}. \quad (16)$$

При цьому напрям осі порівняння можливостей K можна вибрати так, щоб він співпадав з вектором \overline{F} .

Довжини векторів (15) складають убуваючий варіаційний ряд

$$|\overline{F}_1| > |\overline{F}_2| > \dots > |\overline{F}_k| > \dots > |\overline{F}_M|, \quad (17)$$

який утворює матрицю-рядок векторів переваги

$$P = \|\overline{F}_k\| = (\overline{F}_1 \overline{F}_2 \dots \overline{F}_k \dots \overline{F}_M). \quad (18)$$

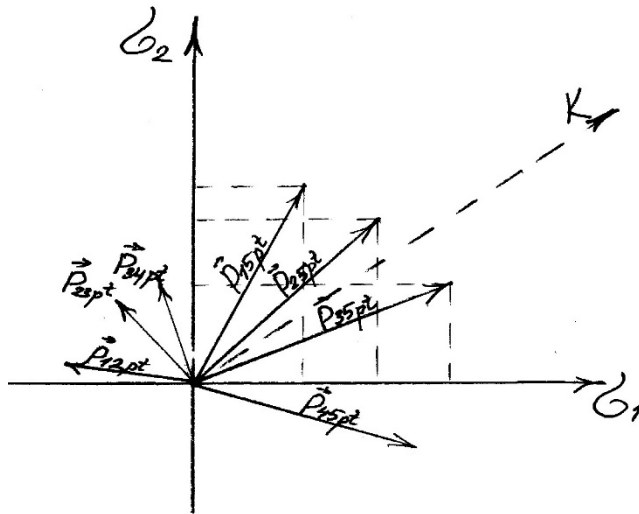


Рис. 3. Вектори \overline{F}_{15pr} , \overline{F}_{25pr} , \overline{F}_{35pr} , \overline{F}_{45pr} , що утворюють гострі кути з передбачуваним напрямом осі K , відповідають критерію зростання можливостей систем і є векторами переваги. Інші вектори порівняння \overline{F}_{12pr} , \overline{F}_{23pr} відкидаються, так як не відповідають підвищенню можливостей

Отриману таким чином матрицю-рядок (18) можна переписати у вигляді

$$P = \|\Delta\sigma_{N-1,N}\| = (\Delta\sigma_{12}, \Delta\sigma_{23}, \dots, \Delta\sigma_{N-1,N}, \Delta\sigma_{N,N+1}, \dots, \Delta\sigma_{N-1,N}). \quad (19)$$

При цьому кожен елемент цієї матриці є матрицею-стовпцем, що складається з координат векторів порівняння, отримуваною транспонуванням матриці (11)

$$\Delta\sigma_{n-1,n} = \|\Delta\sigma_{n-1,n}^{(i)}\|^T = \begin{pmatrix} \Delta\sigma_{n-1,n}^{(1)} \\ \Delta\sigma_{n-1,n}^{(2)} \\ \vdots \\ \Delta\sigma_{n-1,n}^{(i)} \\ \vdots \\ \Delta\sigma_{n-1,n}^{(p)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p_{n-1,n}^{(1)} \\ p_{n-1,n}^{(2)} \\ \vdots \\ p_{n-1,n}^{(i)} \\ \vdots \\ p_{n-1,n}^{(p)} \end{pmatrix} = \vec{P}_n, \quad (20)$$

де $p_{n-1,n}^{(1)}, \dots, p_{n-1,n}^{(i)}, \dots, p_{n-1,n}^{(p)}$ – координати вектору переваги \vec{P}_n .

Виконавши підстановку матриць-стовпців (20) у матрицю-рядок (19), отримуємо матрицю порівняння ознак

$$P = \|\Delta\sigma_{n-1,n}\| = \begin{pmatrix} \Delta\sigma_{12}^{(1)} & \Delta\sigma_{23}^{(1)} & \dots & \Delta\sigma_{n-1,n}^{(1)} & \Delta\sigma_{n,n+1}^{(1)} & \dots & \Delta\sigma_{N-1,N}^{(1)} \\ \Delta\sigma_{12}^{(2)} & \Delta\sigma_{23}^{(2)} & \dots & \Delta\sigma_{n-1,n}^{(2)} & \Delta\sigma_{n,n+1}^{(2)} & \dots & \Delta\sigma_{N-1,N}^{(2)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \Delta\sigma_{12}^{(i)} & \Delta\sigma_{23}^{(i)} & \dots & \Delta\sigma_{n-1,n}^{(i)} & \Delta\sigma_{n,n+1}^{(i)} & \dots & \Delta\sigma_{N-1,N}^{(i)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \Delta\sigma_{12}^{(p)} & \Delta\sigma_{23}^{(p)} & \dots & \Delta\sigma_{n-1,n}^{(p)} & \Delta\sigma_{n,n+1}^{(p)} & \dots & \Delta\sigma_{N-1,N}^{(p)} \end{pmatrix}. \quad (21)$$

Підсумовуючи елементи рядків, отримуємо координати вектора зростання можливостей

$$\vec{P} = \{\sum_{N=2}^N \Delta\sigma_{n-1,n}^{(1)}, \dots, \sum_{N=2}^N \Delta\sigma_{n-1,n}^{(i)}, \dots, \sum_{N=2}^N \Delta\sigma_{n-1,n}^{(p)}\}. \quad (22)$$

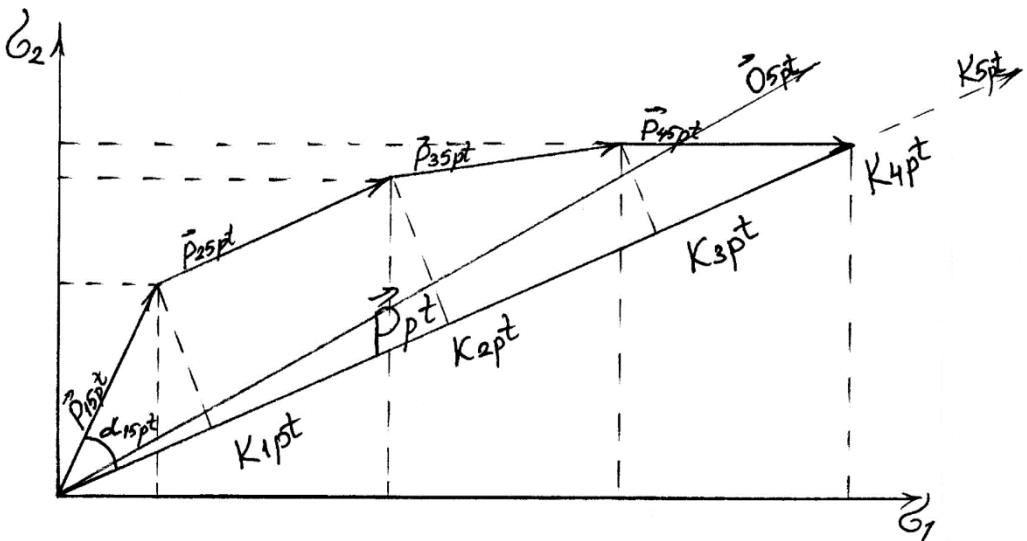


Рис. 4. Результуючий вектор зростання можливостей, побудований підсумовуванням векторів порівняння (переваги)

Тепер для визначення інтегральних показників (2) досить розрахувати невідомі коефіцієнти α_i^{pt} в системі нерівностей (9), задаючи вектор, координати якого утворюють матрицю-рядок

$$\overline{l_i^{pt}} = (l_1^{pt}, l_2^{pt}, \dots, l_i^{pt}, \dots, l_\rho^{pt}) = \|l_i^{pt}\|, \quad (23)$$

рівні, згідно з (4), ваговим коефіцієнтам $l_1^{1pt}, l_1^{2pt}, \dots, l_1^{Npt}, \dots, l_i^{1pt}, \dots, l_i^{Npt}$ ознак ($i = 1, \dots, \rho$) в рівняннях (2). Тому

$$\overline{l_i^{pt}} = \|l_i^{pt}\| = \|l_i^{Npt}\| = \overline{l_i^{Npt}}. \quad (24)$$

У різних векторів $\overline{l_i^{Npt}}$, заданих матрицями $\|l_i^{Npt}\|$ для різних об'єктів S_{Npt} ($n = 1, \dots, N$), сукупності однойменних координат (2) утворюють ряд матриць-стовпців ($i = 1, \dots, \rho$)

$$\|l_i^{Npt}\|_i = \begin{pmatrix} l_1^{1pt} \\ l_1^{2pt} \\ l_1^{3pt} \\ \vdots \\ l_1^{Npt} \\ \vdots \\ l_i^{1pt} \\ \vdots \\ l_i^{Npt} \\ \vdots \\ l_\rho^{1pt} \\ \vdots \\ l_\rho^{Npt} \end{pmatrix}. \quad (25)$$

Враховуючи, що вектори $\overline{l_i^{Npt}}$ ($n = 1, \dots, N$) представлені матрицями-рядками (23), однойменні елементи яких утворюють матриць-стовпці (25), отримуємо матрицю коефіцієнтів системи рівнянь (2):

$$L = \|l_i^{Npt}\| = \begin{pmatrix} l_1^{1pt} & l_1^{2pt} & \dots & l_1^{pt} & \dots & l_1^{pt} \\ l_2^{1pt} & l_2^{2pt} & \dots & l_2^{pt} & \dots & l_2^{pt} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ l_n^{1pt} & l_n^{2pt} & \dots & l_n^{pt} & \dots & l_n^{pt} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ l_N^{1pt} & l_N^{2pt} & \dots & l_N^{pt} & \dots & l_N^{pt} \end{pmatrix}. \quad (26)$$

При цьому стовпці матриці утворені рівними між собою елементами (4):

$$\|l_i^{Npt}\| = \|l_i^{pt}\| = \begin{pmatrix} l_1^{pt} & l_2^{pt} & \dots & l_i^{pt} & \dots & l_\rho^{pt} \\ l_1^{pt} & l_2^{pt} & \dots & l_i^{pt} & \dots & l_\rho^{pt} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ l_1^{pt} & l_2^{pt} & \dots & l_i^{pt} & \dots & l_\rho^{pt} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ l_1^{pt} & l_2^{pt} & \dots & l_i^{pt} & \dots & l_\rho^{pt} \end{pmatrix}. \quad (27)$$

Складаючи елементи стовпці в матриці (25), отримуємо координати результуючого вектора:

$$\vec{l} = \{\sum_{n=1}^N l_1^{Npt}, \dots, \sum_{n=1}^N l_i^{Npt}, \dots, \sum_{n=1}^N l_\rho^{Npt}\} = \{Nl_1^{pt}, \dots, Nl_i^{pt}, \dots, Nl_\rho^{pt}\}. \quad (28)$$

Звідси випливає, що

$$\vec{l} = N\overline{l_i^{Npt}} = N\overline{l_i^{pt}}. \quad (29)$$

При цьому координати вектора $\overline{i^{Pc}}$ чи елементи матриці $\|\overline{i_i^{Pc}}\|$ – шукані коефіцієнти i_i^{Pc} , є направляючими косинусами осі порівняння можливостей K , відносно початкових осей $\sigma^{(1)}, \sigma^{(2)}, \dots, \sigma^{(i)}, \dots, \sigma^{(\rho)}$ простору ознак механічних систем. Тому в умовах даного завдання вектор \overline{i} співпадатиме з віссю K , а отже і з вектором зростання якості \overline{P} . Уздовж цієї осі вектори переваги (15) утворюють гострі кути і орієнтовані в позитивному її напрямі.

Таким чином, вектор \overline{i} є градієнтом (напрямом зростання) цільової функції K_{npr} (2). По суті, він орієнтований у напрямі основного призначення безлічі механічних систем, наприклад призначених для виробництва певного виду металовиробів. Тому називатимемо \overline{i} вектором призначення безлічі інформаційних об'єктів. У глобальній безлічі механічних систем цей термін застосуємо для кластерів, представлених близькими значеннями ознак [3].

Проте, в загальному випадку, що виходить за межі даного завдання, вектори призначення окремих систем $\overline{i^{Pc}}$, і зростання можливостей \overline{P} не обов'язково повинні співпадати за напрямом.

Таким чином, скалярне перемноження векторів призначення на результуючий вектор порівняння, кут між якими дорівнює 0, дає відрізок $|\Delta K|$

$$\overline{P} \cdot \overline{i^{Pc}} = |\Delta K| = \sum_{n=2}^N \Delta K_{(n-1),n}. \quad (30)$$

де $\Delta K_{(n-1),n}$ – відстані між проекціями порівнюваних об'єктів інформаційного моделювання на вісь K або різниця їх інтегральних показників, тобто проекції векторів переваги. Оскільки

$$(i_1^{Pc})^2 + \dots + (i_i^{Pc})^2 + \dots + (i_\rho^{Pc})^2 = 1, \quad (31)$$

то довжина вектора призначення механічної системи $|\overline{i^{Pc}}| = 1$, тому приходимо до висновку, що

$$|\overline{P}| = |\Delta K|. \quad (32)$$

Обчислюючи відношення координат вектора \overline{P} (катетів) (22) до відрізка $|\Delta K|$ (гіпотенузи) знаходимо значення направляючих косинусів осі K :

$$i_1^{Pc} = \frac{\sum_{n=2}^N \Delta \sigma^{(1)}_{n-2,n}}{|\Delta K|}, \dots, i_i^{Pc} = \frac{\sum_{n=2}^N \Delta \sigma^{(i)}_{n-2,n}}{|\Delta K|}, \dots, i_\rho^{Pc} = \frac{\sum_{n=2}^N \Delta \sigma^{(\rho)}_{n-2,n}}{|\Delta K|}. \quad (33)$$

Враховуючи, що початкові ознаки утворюють матрицю даних

$$\|\sigma_{npr}^{(i)}\| = \begin{pmatrix} \sigma_{1pr}^{(1)} & \sigma_{1pr}^{(2)} & \dots & \sigma_{1pr}^{(i)} & \dots & \sigma_{1pr}^{(\rho)} \\ \sigma_{2pr}^{(1)} & \sigma_{2pr}^{(2)} & \dots & \sigma_{2pr}^{(i)} & \dots & \sigma_{2pr}^{(\rho)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \sigma_{npr}^{(1)} & \sigma_{npr}^{(2)} & \dots & \sigma_{npr}^{(i)} & \dots & \sigma_{npr}^{(\rho)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \sigma_{Npr}^{(1)} & \sigma_{Npr}^{(2)} & \dots & \sigma_{Npr}^{(i)} & \dots & \sigma_{Npr}^{(\rho)} \end{pmatrix}, \quad (34)$$

і приймаючи без втрати спільності $i_0^{Npc} = 0$ при $n = 1, \dots, N$, отримуємо систему лінійних рівнянь (2) у матричній формі:

$$\|l_i^{npt}\| \cdot \|\sigma_{npt}^{(i)}\|^T = \|K_{npt}\|, \quad (35)$$

де $\|K_{npt}\|$ – матриця інтегральних показників, що складається з однакових рядків

$$\|K_{npt}\| = \begin{pmatrix} K_{1pt} K_{2pt} \dots K_{npt} \dots K_{npt} \\ \vdots \\ K_{1pt} K_{2pt} \dots K_{npt} \dots K_{npt} \end{pmatrix}. \quad (36)$$

Аналогічно в матричній формі може бути записана система нерівностей (9):

$$\|l_i^{npt}\| \cdot \|\Delta\sigma_{n-1,n}^{(i)}\|^T \geq \|z_{n-1,n}^i\|, \quad (37)$$

де $\|z_{n-1,n}^i\|$ – матриця, усі елементи, якої дорівнюють 0. Переходячи до векторів переваги (18), отримуємо матричну систему нерівностей:

$$\|l_i^{npt}\| \cdot \vec{p}_\mu \geq 0. \quad (38)$$

Звідси нерівності (9) отримуємо у векторній формі:

$$\overline{l_i^{npt}} \cdot \vec{p}_\mu = l_i^{npt} \Delta\sigma_{n-1,n}^{(1)} + \dots + l_i^{npt} \Delta\sigma_{n-1,n}^{(i)} + \dots + l_i^{npt} \Delta\sigma_{n-1,n}^{(p)} \geq 0. \quad (39)$$

З цих нерівностей (39) виходить, що вектори призначення і переваги двох систем, що зіставляються, не співпадають за напрямом. Отже, вони можуть виступати їх незалежними характеристиками. При цьому відповідні скалярні добутки векторів призначення (23) на вектори переваги (12) утворюють відрізки-проекції (30), розташовані на осі порівняння можливостей систем K і спрямовані уздовж неї:

$$|\overline{\Delta K_{n-1,n}}| = \overline{l_i^{npt}} \cdot \vec{p}_\mu = l_i^{npt} p_{\mu}^{(1)} + \dots + l_i^{npt} p_{\mu}^{(i)} + \dots + l_i^{npt} p_{\mu}^{(p)}, \quad (40)$$

де $p_{\mu}^{(1)}, \dots, p_{\mu}^{(i)}, \dots, p_{\mu}^{(p)}$ – координати вектору переваги \vec{p}_μ .

Таким чином, в умовах даного завдання скалярні добутки $\overline{l_i^{npt}} \cdot \vec{p}_\mu$ визначають відстані між проекціями об'єктів інформаційного моделювання

$$|\overline{\Delta K_{n-1,n}}| = K_{(n-1)pt} - K_{npt}. \quad (41)$$

розташованих на осі порівняння можливостей механічних систем K .

Таким чином, завдання визначення міри близькості між системами S_{npt} ($n = 1, \dots, N$) вирішено, виконано математичне обґрунтування і опис інтегральних показників механічних систем.

Отримані результати відкривають можливості нетрадиційної класифікації механічних систем після виявлення близькості інтегральних показників перспективи в порівнянні показників можливостей з кращими зразками і визначення оптимальних параметрів технологічних процесів, що забезпечують їх.

Висновки

1. Отримано математичну модель інтегральних показників механічних систем у просторі їх ознак.
2. Розроблено геометричні і алгебраїчні моделі векторів порівняння, переваги і призначення механічних систем.
3. Розроблено метод побудови осі переваги можливостей механічних систем.
4. Побудовано модель представлення механічних систем на осі переваги, яка дозволяє виконувати ранжування механічних систем у порядку зростання їх можливостей.
5. Показано, що проєкції об'єктів інформаційного моделювання на вісь переваги, виражені як відстані від центра ознакового простору, є інтегральними показниками механічних систем.
6. Розроблено модель порівняння механічних систем.
7. Дана модель представлення механічних систем на осі переваги відкриває нові можливості при аналізі їх особливостей.

Перспективи подальших досліджень. Представлення механічних систем на осі переваги і розрахунок інтегральних показників дозволяє реалізувати операторно-векторні моделі технологічних процесів [4]. Подальші дослідження будуть направлені на застосування розробленого методу для ранжування механічних систем, оптимізації їх параметрів [3] і моделювання різних технологічних процесів.

Бібліографічні посилання

1. **Юшкевич О. П.** Модель редукции пространства описания сталей / О. П. Юшкевич, В. И. Погорельный, П. О. Юшкевич // Строительство, материаловедение, машиностроение: сб. научн. трудов. ПГАСА. – Вып. 59. – 2011. – 184 с.
2. **Юшкевич О. П.** Модель представления репрезентативных показателей качества металлоизделий до и после термической обработки. / О. П. Юшкевич // Металлознавство та термічна обробка металів: наук. та інформ. Журнал. ПГАСА. – 2011. – № 3.
3. **Большаков В. И.** Оптимизация марочного сортамента конструкционных сталей – путь к снижению металлоёмкости и повышению экономичности стальных конструкций // В. И. Большаков, В. К. Флоров, С. К. Калиновский. – Днепропетровск : ДИСИ, 1989.
4. **Юшкевич О. П.** Модель представления комплексного показателя качества сталей до и после термической обработки / О. П. Юшкевич // Теория и практика металлургии : общегосударственный научно-технический журнал. АИНУ. – 2011. – № 3 – 4.

Надійшла до редколегії 03.06.2017

СОДЕРЖАНИЕ

1. Авдєєв В. В. Вплив неповної інформації про вектор стану на характеристики системи стабілізації ракети	3
2. Алексеенко С.В. Экспериментальное исследование начальной фазы процесса обледенения аэродинамических поверхностей	12
3. Гусарова И. А. Тепловые режимы стыков теплозащитных плиток с U-образным элементом для многоразовых космических аппаратов	17
4. Ермаков В. Н., Хорольский П. Г. Оптимизация траекторий выведения для твердотопливных ракет космического назначения.....	24
5. Карпович О. В. Технологічні умови отримання бездефектних зварних товстостінних з'єднань зі сплавом ВТ-22 електронно-променевим зварюванням	30
6. Луць О. В., Манойленко А. А. Методика расчета параметров угловых маневров космического аппарата для стереосъемки участков поверхности Земли	37
7. Митиков Ю. А., Татаринев К. А. Анализ путей совершенствования систем надува топливных баков двигательных установок ракет-носителей.....	50
8. Олейник М. П., Кулабухов А. М. Алгоритм организации межспутниковой оптической линии связи между низкоорбитальными спутниками ДЗЗ.....	56
9. Петренко А. Н., Малайчук В. П. Автоматический контроль параметров электрических ракетных двигательных установок	62
10. Петренко А. Н., Малайчук В. П. Алгоритмы автоматического контроля параметров электрических ракетных двигательных установок.....	70
11. Полишко С. А. Стабилизация химического состава при выплавке колесной стали класса "С".....	78
12. Ромасько Ю. А. Интегрирование уравнений математической модели беспилотного летательного аппарата	85
13. Седачова Е. Г., Кулик А. В., Убизький Н. Н. Повышение достоверности математического моделирования процессов пластического формоизменения при изготовлении несущих элементов конструкций ракет-носителей	91
14. Сокол Г. И., Хорищенко А. А., Лигуша В. Ю., Бондарь В. Д., Никитюк Д. А. Анимация в моделировании движений робота космического назначения Robonaut.....	98
15. Шашко Ю. А., Кулик О. В., Убизький М. М. Застосування методу ротаційного розкочування для виготовлення великогабаритних днищ паливних баків ракет-носіїв	104
16. Шептун Ю. Д., Коваленко М. Д., Коваленко Т. О. Рациональне керування ступенем ракети-носія	110
17. Юшкевич О. П., Калініна Н. Е., Калінін В. Т. Модель інтегрального показника механічних систем	117

Наукове видання

**ВІСНИК
ДНІПРОПЕТРОВСЬКОГО УНІВЕРСИТЕТУ**

Серія: РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА

Заснований у 1993 р.

Випуск 20

Українською, російською та англійською мовами

**Свідоцтво про державну реєстрацію друкованого
засобу масової інформації
серія КВ № 21508–11408Р від 17.06.2015 р.**

Редактор *Омельченко Л. В.*
Оригінал-макет *Ситник В. А.*

Підписано до друку 05.09.2017. Формат 70x108/16. Папір
друкарський. Ум. друк. арк. 11,38. 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.