



ВІСНИК

Дніпропетровського університету

Науковий журнал

Заснований 1993

№ 4

Том 21

2013

РЕДАКЦІЙНА РАДА:

акад. Академії наук ВО 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. Варгалюк**; чл.-кор. НАПН України, д-р філос. наук, проф. **П. І. Гнатенко**; д-р фіз.-мат. наук, проф. **О. Г. Гоман**; д-р філол. наук, проф. **В. Д. Демченко**; д-р техн. наук, проф. **А. П. Дзюба**; д-р пед. наук, проф. **Л. І. Зеленська**; чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **В. П. Моторний**; чл.-кор. НАПН України, д-р психол. наук, проф. **Е. Л. Носенко**; д-р філос. наук, проф. **В. О. Панфілов**; д-р біол. наук, проф. **О. Є. Пахомов**; д-р екон. наук, проф. **І. Л. Сазонець**; д-р іст. наук, проф. **С. І. Світленко**; акад. Академії наук ВО України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **В. В. Скалозуб**; д-р філол. наук, проф. **Т. С. Пристайко**; чл.-кор. НАН України, д-р біол. наук, проф. **А. П. Травлєєв**; д-р техн. наук, проф. **Ю. Д. Шептун**.

Серія:

**РАКЕТНО-КОСМІЧНА
ТЕХНІКА****Випуск 16, том 1**Дніпропетровськ
«Ліра»
2013

*Друкується за рішенням вченої ради
Дніпропетровського національного університету імені Олеся Гончара
згідно з планом видань на 2013 рік*

Вісник фізико-технічного факультету Дніпропетровського національного університету містить оглядові статті з матеріалами наукових досліджень, виконаних у 2012–2013 рр.

Вестник физико-технического факультета Днепропетровского национального университета содержит обзорные статьи с материалами научных исследований, выполненных в 2012–2013 гг.

Редакційна колегія:

д-р техн. наук, проф. **Ю. Д. Шептун** (відп. ред.);
д-р техн. наук, проф. **В. П. Малайчук** (заст. відп. ред.);
д-р техн. наук, проф. **О. М. Петренко**;
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. **В. В. Авдєєв**;
канд. техн. наук, доц. **О. О. Манойленко** (відп. секр.).

УДК 629.015

В. В. Авдєєв

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

МІЖКОРЕКЦІЙНИЙ ІНТЕРВАЛ КУТОВОЇ ВІДСТАНІ У ГРУПІ ІЗ ДВОХ СУПУТНИКІВ

Встановлено зв'язок вимог до точності початкової різниці фаз руху і періодів обертання з тривалістю знаходження елементів низькоорбітальної групи в діапазоні робочої відстані з урахуванням аеродинамічного опору і без нього.

Ключові слова: група супутників, період обертання, корекція орбіт.

Установлена связь между требованиями к точности начальной разности фаз движения и периодов обращения с длительностью пребывания элементов низькоорбитальной группы в диапазоне рабочего расстояния с учетом аэродинамического сопротивления и без него.

Ключевые слова: группа спутников, период обращения, коррекция орбит.

The connection of requirements to an accuracy of a beginning motion phase difference and orbital period with a duration of stay of components of a low orbit constellation in a operation range by taking in account of aerodynamic resistance and without one is established.

Key words: satellite group, orbital period, the orbits correction.

Вступ. Основними причинами інтересу до низькоорбітальних груп супутників Землі є надмірна завантаженість геостационарної орбіти і значні витрати на виведення та обладнання космічних апаратів (КА) на ній.

Узгоджений рух групи КА надає ряд переваг, зокрема, у збільшенні зони покриття та вимірювальної бази. Для групи із основного і допоміжного КА, який відокремлюється від основного, визначена тривалість побудови та міжкорекційний інтервал залежно від проектних параметрів та співвідношення балістичних коефіцієнтів [1, 2].

Для підтримання заданої конфігурації супутникової системи на колових орбітах однакових нахилення і радіусу запропонований алгоритм розрахунку параметрів маневрів і часу їх проведення [3]. Після складання календаря маневрів перевіряється виконання обмежень, розраховується вибраний функціонал і за необхідності виконується наступна ітерація.

З урахуванням співвідношення між гравітаційними і аеродинамічними силами отримані кінцеві аналітичні вирази координат вектора відносного положення двох КА, відстань між якими обмежується невагомою нерозтяжною ниткою [4].

Розроблений математичний апарат імпульсної корекції узгодженого руху угруповання КА, мета якої – привести до номінальних значень періоди обертання і фази руху шляхом надання не більше двох імпульсів приросту швидкості трансверсального напрямку [5]. Крайова задача розв'язана для двох варіантів критерію: найбільші витрати палива на проведення корекції одного із КА групи та підсумкові витрати палива усіх КА. Математична модель включає п'ять підсистем кінцевих рівнянь для кожного супутника: до і після надання першого імпульсу, до і після надання другого імпульсу і в контрольний момент закінчення корекції.

Постановка завдання. У цій роботі ставиться задача встановити з урахуванням аеродинамічного опору зв'язок міжкорекційного інтервалу (МІ) куткової відстані між двома КА в одній площині колової орбіти з вимогами до точності номінальної різниці аргументів широти, її початкового значення (після побудови групи або чергової корекції) та похибками періоду обертання.

Результати. Вплив аеродинамічного опору на середній радіус орбіти визначений ще в роботах П. Е. Ельясберга. Отримана при інших припущеннях оцінка цього впливу має вигляд [1]

$$\Delta r(n) = 4\pi\rho b r_0^2 n, \quad (1)$$

де Δr – величина зменшення середнього радіусу орбіти за n витків на орбіті початкового (у подальшому номінального) радіусу r_0 , які відраховуються з моменту закінчення побудови групи або чергової корекції; ρ – середня щільність атмосфери; b – балістичний коефіцієнт.

Оскільки діапазон середньої висоти орбіт КА обмежений і щільність атмосфери відома із значною похибкою, швидкість зменшення поточних радіусів орбіт c можна прийняти однаковою для обох КА, тоді згідно з (1)

$$c = 4\pi \cdot \rho \cdot b \cdot r_0^2, \quad r_i(n) = r_{i0} - c \cdot n, \quad i = 1, 2, \quad (2)$$

де r_{i0} – початкові середні радіуси орбіт.

Використовуючи відомі співвідношення для періодів обертання T_{i0} [6], виразимо через них величини r_{i0} , що входять у (2):

$$r_{i0} = \sqrt[3]{\frac{\mu \cdot T_{i0}^2}{4\pi^2}},$$

де μ – гравітаційний параметр Землі.

Відповідно до цього поточний період обертання i -го КА і його лінійна складова матимуть вигляд

$$T_i(n) = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} \cdot \sqrt{(r_{i0} - cn)^3} = T_{i0} + \left. \frac{dT_i(n)}{dn} \right|_{n=0} = T_{i0} - \alpha \cdot n, \quad i = 1, 2. \quad (3)$$

З урахуванням (1), (2) коефіцієнт

$$\alpha = 5,536\rho \cdot b \cdot \sqrt[3]{\mu \cdot T_0^5}, \quad (4)$$

де T_0 – номінальний період обертання.

Згідно з (3), (4) швидкість зменшення періоду обертання в результаті аеродинамічного опору (виражена в с/виток) лінійно залежить від щільності атмосфери і балістичного коефіцієнта.

Виразимо МІ кутової відстані між КА числом витків n_r на коловій орбіті з періодом обертання T_0 . Приймаємо, що першим по орбіті (у напрямі зростання аргументу широти) рухається КА₁. Діапазон робочої відстані задаємо у вигляді $u_n - \Delta u \dots u_n + \Delta u$, де u_n – номінальне значення кутової відстані між КА, а Δu – обмеження на її відхилення.

Спочатку розглянемо випадок, коли початковий період обертання КА₁ більше початкового періоду обертання КА₂, тобто $T_{10} > T_{20}$. У цьому випадку поточна кутова відстань $u_d(n)$ зменшується (КА₂ наздоганяє КА₁) зі швидкістю

$$\omega(n) = 2\pi \cdot \left(\frac{1}{T_{20} - \alpha \cdot n} - \frac{1}{T_{10} - \alpha \cdot n} \right).$$

У результаті поточна кутова відстань дорівнює

$$u_d(n) = u_{d0} - T_0 \cdot \int_0^n \omega(x) \cdot dx,$$

де u_{d0} – початкове (після побудови групи або чергової корекції) значення кутової відстані, $|u_{d0} - u_n| < \Delta u$.

Після нескладних перетворень поточна кутова відстань між КА₁ і КА₂ залежно від числа витків n на орбіті з періодом обертання T_0

$$u_d(n) = u_{d0} - \frac{2\pi \cdot T_0}{\alpha} \cdot \ln \left[\frac{T_{20} \cdot (T_{10} - \alpha \cdot n)}{T_{10} \cdot (T_{20} - \alpha \cdot n)} \right], \quad \alpha \neq 0. \quad (5)$$

Для варіанта $T_{10} > T_{20}$ кутова відстань між КА зменшується, тому через n_r витків матиме місце вихід на її нижнє обмеження $u_n - \Delta u$, тобто

$$u_d(n_r) = u_n - \Delta u. \quad (6)$$

Виходячи з (5, 6), приходимо до співвідношення:

$$\frac{\alpha \cdot (u_{d0} - u_n + \Delta u)}{2\pi \cdot T_0} = f = \ln \left(\frac{T_{20}}{T_{10}} \right) + \ln \left(\frac{T_{10} - \alpha \cdot n_r}{T_{20} - \alpha \cdot n_r} \right),$$

з якого визначається МІ кутової відстані між КА, виражений числом витків n_r на орбіті з періодом обертання T_0 , для варіанта $T_{10} > T_{20}$:

$$n_r = \frac{T_{20} \cdot e^d - T_{10}}{\alpha \cdot (e^d - 1)}, \quad d = f - \ln \left(\frac{T_{20}}{T_{10}} \right), \quad \alpha \neq 0, \quad T_{10} > T_{20}. \quad (7)$$

Розглянемо варіант $T_{10} < T_{20}$, у якому поточна кутова відстань між КА зростає, оскільки швидкість збільшення аргументу широти КА₂ менше, ніж у КА₁. У результаті через n_r витків матиме місце вихід кутової відстані на верхнє обмеження $u_n + \Delta u$. Виконуючи перетворення, аналогічні попередньому варіанту, отримуємо МІ

$$n_r = \frac{T_{10} \cdot e^{d1} - T_{20}}{\alpha \cdot (e^{d1} - 1)}, \quad d1 = f1 - \ln \left(\frac{T_{10}}{T_{20}} \right), \quad f1 = \frac{\alpha \cdot (u_n + \Delta u - u_{d0})}{2\pi \cdot T_0}, \quad (8)$$

$$\alpha \neq 0, \quad T_{20} > T_{10}.$$

Таким чином отримані кінцеві формули (7), (8) для оцінки МІ кутової відстані між КА₁ і КА₂ з урахуванням аеродинамічного опору залежно від похибок періодів обертання $\Delta T_1 = T_{10} - T_0$, $\Delta T_2 = T_{20} - T_0$, похибки початкової різниці аргументів широти $|u_n - u_{d0}| < \Delta u$ і обмеження Δu на відхилення кутової відстані від номінального значення.

Визначимо нижню оцінку МІ $n_{r \min}$, приймаючи, що відхилення періодів обертання на верхньому обмеженні та мають протилежний знак, тобто різниця періодів обертання КА₁ і КА₂ найбільша. Крім того, відхилення початкового значення кутової відстані від номіналу $\Delta u_d = u_{d0} - u_n$ таке, що вихід із діапазону робочої відстані матиме місце через найменший інтервал часу.

Уведемо відносні величини $\delta u = \Delta u / u_n$, $\delta u_d = \Delta u_d / u_n$, $\delta T = \Delta T / T_0$, де ΔT – обмеження відхилення періоду обертання. Тоді величина d , що входить до виразу (7), визначається так:

$$d = \frac{(\delta u - \delta u_d) \cdot u_n \cdot \alpha}{2\pi \cdot T_0} - \ln \frac{1 - \delta T}{1 + \delta T} = \ln \frac{T_0 \cdot (1 + \delta T) - \alpha \cdot n_{r \min}}{T_0 \cdot (1 - \delta T) - \alpha \cdot n_{r \min}}$$

і виражена числом витків на орбіті номінального радіусу оцінка знизу МІ кутової відстані між двома КА

$$n_{r \min} = \frac{T_0}{\alpha} \cdot \left(1 - \delta T \cdot \frac{e^d + 1}{e^d - 1} \right), \quad (9)$$

де коефіцієнт α залежить від середньої протягом МІ щільності атмосфери, балістичного коефіцієнта і періоду обертання (4).

Аналіз оцінки (9) показує, що основними чинниками є номінальна кутова відстань u_n та можливе від неї відхилення δu , а також похибки періоду обертання δT і початкової кутової відстані δu_d (рис. 1, 2).

Якщо аеродинамічний опір не брати до уваги ($\rho = 0$), то періоди обертання T_1, T_2 у першому наближенні будуть постійними. Коли $T_1 > T_2$, кутова відстань між КА зменшується, оскільки КА₂, який за напрямком руху йде позаду, наздоганяє КА₁. Швидкість зміни кутової відстані

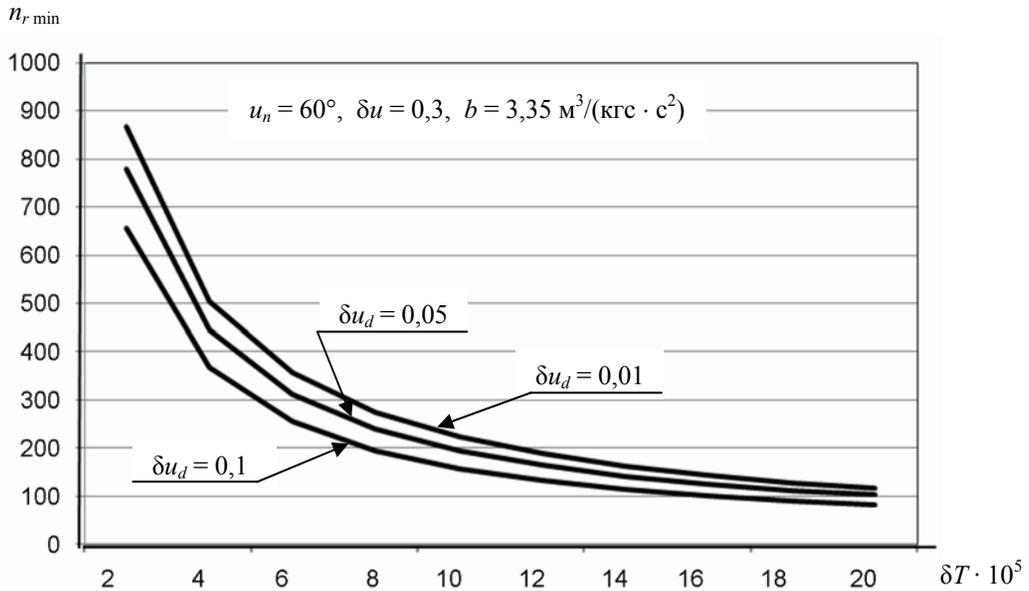


Рис. 1. Нижня оцінка міжкорекційного інтервалу кутової відстані між КА на коловій орбіті висотою 400 км

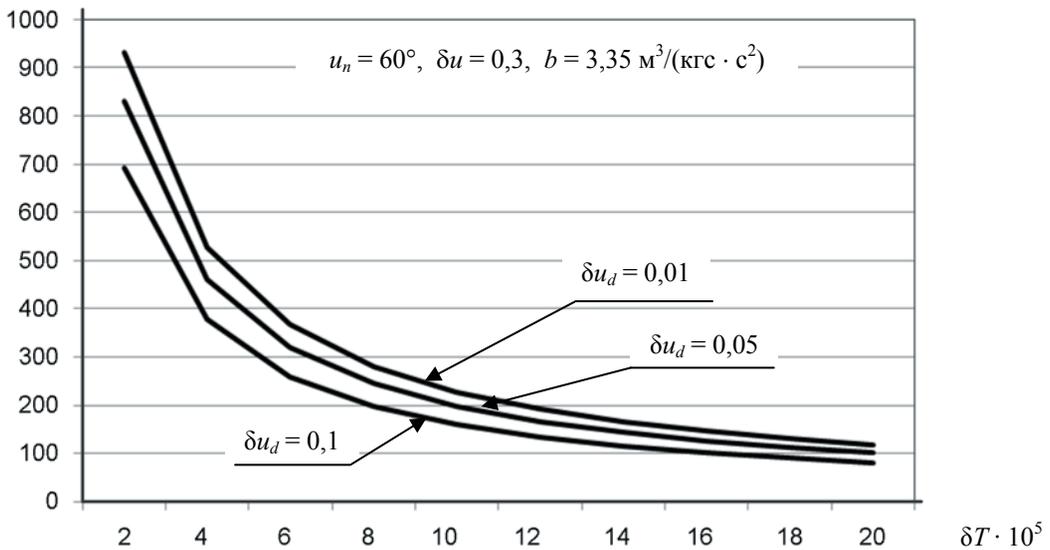


Рис. 2. Нижня оцінка міжкорекційного інтервалу кутової відстані між КА на коловій орбіті висотою 600 км

$$\omega = 2\pi \cdot \left(\frac{1}{T_2} - \frac{1}{T_1} \right),$$

а її залежність від поточного часу t , який відраховується з моменту побудови групи або закінчення чергової корекції, матиме вигляд

$$u_d(t) = u_{d0} - \omega \cdot t. \quad (10)$$

У даному випадку поточний час t зручніше виражати числом витків n на орбіті з номінальним періодом обертання T_0 , тобто $t = n \cdot T_0$. Оскільки у випадку $T_1 > T_2$ поточна кутова відстань (10) зменшується, то через n_{r0} витків матиме місце її вихід на нижнє обмеження, тобто буде виконуватися рівність

$$u_{d0} - 2\pi T_0 \cdot \left(\frac{1}{T_2} - \frac{1}{T_1} \right) \cdot n_{r0} = u_{dn} - \Delta u. \quad (11)$$

Періоди обертання подамо у вигляді суми номінального значення і похибки, яка не перевищує верхнього обмеження ΔT : $T_1 = T_0 + \Delta T_1$, $T_2 = T_0 + \Delta T_2$, тоді вираз у круглих дужках (11) дорівнюватиме

$$\frac{\Delta T_1 - \Delta T_2}{T_0^2 + T_0 \cdot (\Delta T_1 + \Delta T_2) + \Delta T_1 \cdot \Delta T_2}.$$

Третій доданок у знаменнику на декілька порядків менше перших двох, тому у подальшому не береться до уваги. Із виразу (11) визначаємо виражений числом витків МІ кутової відстані між КА для випадку $T_1 > T_2$

$$n_{r0} = \frac{(T_0 + \Delta T_1 + \Delta T_2) \cdot (u_{d0} - u_n + \Delta u)}{2\pi \cdot (\Delta T_1 - \Delta T_2)}, \quad \Delta T_1 > \Delta T_2. \quad (12)$$

Для випадку $T_1 < T_2$ кутова відстань між КА зростає, відповідно вихід із діапазону робочих відстаней відбудеться через її верхнє обмеження $u_n + \Delta u$. Після аналогічних перетворень отримаємо

$$n_{r0} = \frac{(T_0 + \Delta T_1 + \Delta T_2) \cdot (u_n - u_{d0} + \Delta u)}{2\pi \cdot (\Delta T_2 - \Delta T_1)}, \quad \Delta T_1 < \Delta T_2. \quad (13)$$

Якщо ввести функцію знака (sign), то оцінки МІ (12) і (13) об'єднуються до вигляду

$$n_{r0} = \frac{T_0 + \Delta T_1 + \Delta T_2}{2\pi} \cdot \frac{(u_{d0} - u_n) \cdot \text{sign}(T_1 - T_2) + \Delta u}{(\Delta T_1 - \Delta T_2) \cdot \text{sign}(T_1 - T_2)}, \quad \rho = 0, \quad (14)$$

тоді як оцінки (7), (8) у разі відсутності аеродинамічного опору ($\rho = 0$) непридатні.

Визначимо обмеження знизу оцінки (14) $n_{r0\min}$ шляхом встановлення найбільш несприятливої ситуації для тривалості перебування двох КА в діапазоні робочих відстаней, надаючи відповідні значення відхиленням періодів обертання і початкової кутової відстані як і при отриманні оцінки (9). Спираючись на (14), знаходимо

$$n_{r0\min} = \frac{u_n \cdot (\delta u - \delta u_d)}{4\pi \cdot \delta T}. \quad (15)$$

Розрахунки згідно з (9), (15) показують, що ігнорування аеродинамічного опору дає завищену нижню оцінку МІ кутової відстані між двома КА (рис. 3, $\Delta\rho = (n_{r0\min} - n_{r\min}) \cdot 100 / n_{r\min}$).

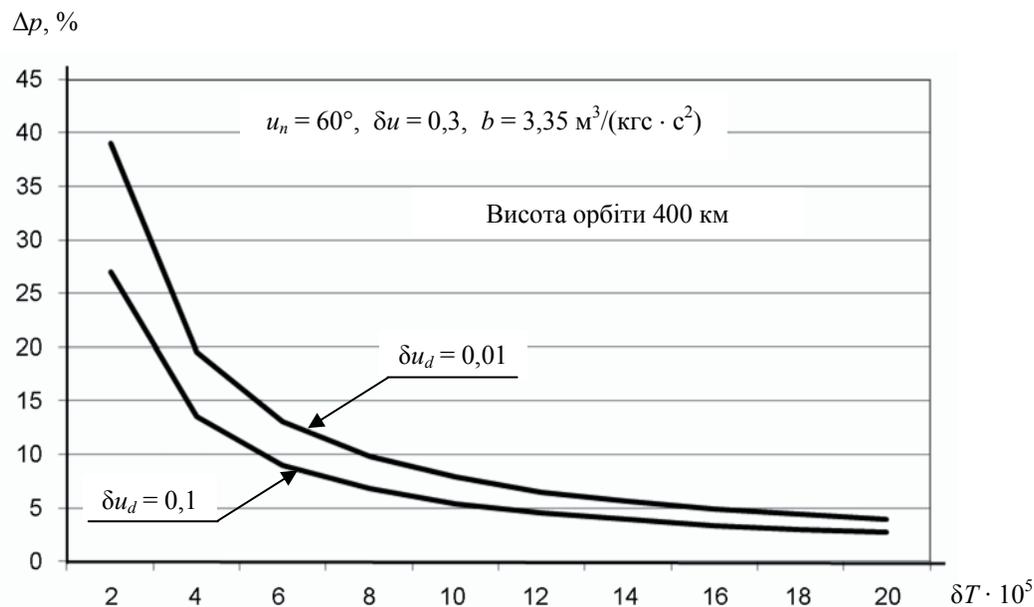


Рис. 3. Відносне збільшення нижньої оцінки міжкорекційного інтервалу кутової відстані між КА, коли аеродинамічний опір не береться до уваги

Висновки

1. Отримано оцінки (7), (8) міжкорекційного інтервалу кутової відстані між двома КА на одній коловій орбіті з урахуванням аеродинамічного опору (рис. 1, 2) і без нього (14) залежно від величини діапазону робочої відстані і можливих його відхилень, похибок періодів обертання і початкової кутової відстані, а також від щільності атмосфери і балістичного коефіцієнта.

2. Для найбільш несприятливого поєднання похибок визначено оцінки знизу міжкорекційного інтервалу кутової відстані з урахуванням аеродинамічного опору (9) і без нього (15), а також співвідношення між ними (рис. 3).

Результати можуть бути використані як один з факторів, що впливають на встановлення можливих відхилень від номінальних розмірів діапазону робочої відстані, обґрунтування вимог до похибок початкового положення і періоду обертання КА як елемента низькоорбітального угруповання.

Бібліографічні посилання

1. **Авдєєв В. В.** Оцінка деформації групи супутник – субсупутник під впливом опору атмосфери / В. В. Авдєєв // Космічна наука і технологія. – 1997. – Т. 3, № 5/6. – С. 30–33.
2. **Авдєєв В. В.** Побудова групи із двох супутників без використання русійної установки / В. В. Авдєєв // Космічна наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 5/6. – С. 26–29.
3. **Баранов А. А.** Поддержание заданной конфигурации спутниковой системы / А. А. Баранов, А. А. Баранов // Космические исследования. – 2009. – Т. 47, № 1. – С. 48–54.
4. **Докучаев Л. В.** Влияние атмосферы на относительное движение связки двух тел на орбите / Л. В. Докучаев, Г. Г. Ефименко // Космические исследования. – 1972. – 10, вып. 1. – С. 57–65.
5. **Компаниец Э. П.** Баллистическое обеспечение пусков ракет-носителей : монография / Э. П. Компаниец, Н. М. Дронь, В. Е. Белозеров. – Днепропетровск : ДНУ, 2010. – 468 с.
6. **Охцимский Д. Е.** Основы механики космического полета / Д. Е. Охцимский, Ю. Г. Сихарулидзе. – М. : Наука, 1990. – 448 с.

Надійшла до редколегії 05.10.2013.

УДК 629.78

Д. Г. Groshel'ev, A. M. Kula'ubukhov

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ОДНОБАЗОВЫЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫЙ МЕТОД УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Розглянуто однобазовий інтерференційний метод кутової орієнтації космічного апарата. Наведено оцінку точності методу кутової орієнтації.

Ключові слова: космічний апарат, система кутової орієнтації.

Рассматривается однобазовый интерференционный метод угловой ориентации космического аппарата. Приведена оценка точности метода угловой ориентации.

Ключевые слова: космический аппарат, система угловой ориентации.

The single interferometer bases angle altitude method of space craft is concerned. The estimation angle orientation method is showed.

Key word: space craft, angle orientation system.

Введение. Задача определения углового положения возникает при выполнении большинства миссий космическими аппаратами (КА). Так, например, выполнение геодезической привязки снимка невозможно без знания углового положения КА с высокой точностью (порядка десятков угловых секунд [2]). В задачах стыковки космических аппаратов на орбите требуется наличие точной информации как о линейных параметрах движения центров масс (ц. м.) космических объектов, так и об их взаимном угловом положении.

Классическими путями решения задачи определения углового положения КА является использование информации от астросистем, солнечных датчиков, магнитометров, построителей инфракрасных и гировертикалей. Перспективными путями является, например, определение углового положения КА по снимкам земной поверхности [2].

Для повышения надежности, сокращения оборудования, устанавливаемого на КА, активно используются результаты комплексирования измерений, выполненных в различные моменты времени.

Начиная с 80-х годов XX века для решения задач определения углового положения КА стали рассматривать методы интерферометрии. Очевидно, одной из основных причин такого подхода является наличие высокостабильных тактовых генераторов, устанавливаемых на навигационных космических аппаратах, а также работа в диапазоне 1–1,5 ГГц. Однако, как правило, для определения углового положения КА по показаниям интерферометра рассматривалась установка двух баз на борту КА под некоторым (близким к прямому) углом друг к другу [1]. Позже стали появляться работы по определению пространственного углового положения подвижного объекта с использованием одной базы антенн [3]. Однако полное методическое обеспечение для реализации данного метода отсутствует.

Постановка задачи. Рассмотрим метод угловой ориентации, позволяющий по данным однобазового интерферометра путем комплексирования информации о сдвиге фаз в различные моменты времени определить угловое положение КА.

Предположим, что на борту целевого КА установлена однобазовая интерференционная система, параметры антенной системы известны с заданной точностью, координаты ц. м. целевого КА и радиомаяков (навигационных аппаратов, спутников связи и т. д.) известны с заданной точностью, на борту целевого КА установлены минимум три датчика угловой скорости (ДУС), выполняющие определение угловой

скорости аппарата в проекциях на оси связанной системы координат относительно осей базовой системы координат. Предположим, что параметры антенн радиомаяков согласованы по частотному диапазону с параметрами антенной системы целевого КА. Предположим, что фазовая неоднозначность, вызванная превышением длины базы антенн целевого КА над длиной волны сигналов радиомаяков устранена [3]. Необходимо на основании определения сдвига фаз сигналов радиомаяков в интерферометре, координат целевого КА и радиомаяков, а также показаний ДУС определить угловое положение целевого КА в базовой системе координат.

Орбитальная система координат (ОСК) – неинерциальная правая, ортогональная система координат, начало располагается в центре Земли. Ось X направлена вдоль радиус-вектора, ось Y лежит в плоскости орбиты и направлена в сторону движения КА, ось Z дополняет до правой системы координат.

Связанная система координат (ССК) – неинерциальная правая система, жестко связанная с корпусом КА, начало координат располагается в центре масс КА при нулевых углах ориентации относительно орбитальной системы координат совпадает с последней.

Базовая система координат (БСК) – ортогональная правая инерциальная система координат. Ориентация осей произвольная.

Базовая система координат в общем случае может быть неинерциальной, однако при этом необходима информация о параметрах движения ц. м. КА и вокруг ц. м. относительно БСК.

Промежуточная система координат (ПСК) – неинерциальная правая система координат, угловая ориентация которой известна в БСК и ССК.

Математическая модель однобазового интерференционного метода угловой ориентации

Предположим, что в результате измерений найдены сдвиги фаз в антенной однобазовой системе целевого КА в моменты времени t_1, t_2 (влияние частоты Доплера исключено из измерений) минимум по трем одновременно наблюдаемым радиомаякам (в каждый из моментов времени). Тогда положение базы антенн в БСК в каждый из моментов может быть определено известным соотношением интерферометрии:

$$\begin{cases} \frac{\vec{b}(t_i) \cdot \vec{l}_1(t_i)}{|\vec{l}_1(t_i)|} = \frac{\lambda_1}{2 \cdot \pi \cdot B} \cdot \Delta\varphi_1; \\ \frac{\vec{b}(t_i) \cdot \vec{l}_2(t_i)}{|\vec{l}_2(t_i)|} = \frac{\lambda_2}{2 \cdot \pi \cdot B} \cdot \Delta\varphi_2; \\ \frac{\vec{b}(t_i) \cdot \vec{l}_3(t_i)}{|\vec{l}_3(t_i)|} = \frac{\lambda_3}{2 \cdot \pi \cdot B} \cdot \Delta\varphi_3, \end{cases} \quad (1)$$

где $\vec{l}_j(t_i), |\vec{l}_j(t_i)|, j = \overrightarrow{1,3}, i = \overrightarrow{1,2}$ – вектор, направления и его модуль на j -й радиомаяк от первой антенны; $\vec{b}(t_i)$ – искомое единичное направление в БСК базы антенн (направлено от первой антенны ко второй); B – модуль длины базы антенн; $\Delta\varphi_1, \Delta\varphi_2, \Delta\varphi_3$ – измеренные сдвиги фаз во второй относительно первой антенны целевого КА от первого, второго, третьего радиомаяков соответственно; $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ – длины волн радиосигналов первого, второго, третьего радиомаяков.

Для связи результатов измерений, выполненных в два последовательных момента времени, воспользуемся кинематическими уравнениями Пуассона:

$$\dot{\lambda} = \frac{1}{2} \cdot \lambda \circ w, \quad \lambda(t_2) = \lambda(t_1) + \int_{t_1}^{t_2} \frac{1}{2} \cdot \lambda \circ w \cdot dt, \quad \lambda(t_1) = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где λ – кватернион разворота ССК из положения, зафиксированного в БСК в момент времени t_1 , в положение в момент времени t_2 ; w – кватернион угловой скорости относительно БСК в проекциях на оси ССК; \circ – операция кватернионного умножения.

Координаты базы антенн в ССК в выбранные моменты времени представим выражением

$$\begin{cases} \vec{b}(t_1)_c = [x_c y_c z_c]^T; \\ \vec{b}(t_2)_c = [x_c y_c z_c]^T; \end{cases} \quad \vec{b}_{t_1}^{t_2} = \tilde{\lambda}(t_2) \circ \vec{b}(t_1)_c \circ \lambda(t_2), \quad (3)$$

где $\vec{b}(t_1)_c, \vec{b}(t_2)_c$ – положение единичного вектора базы в ССК в моменты времени t_1, t_2 соответственно; $[x_c y_c z_c]^T$ – единичный вектор координат базы в проекциях на оси ССК; $\tilde{\lambda}$ – сопряженный кватернион; $\vec{b}_{t_1}^{t_2}$ – единичный вектор базы, переведенный из ССК, зафиксированной в момент времени t_1 , в ССК, зафиксированной в момент времени t_2 .

Алгоритм построения ПСК в осях БСК и ССК и определение параметров ориентации целевого КА в осях БСК приведен ниже.

$$\vec{l}_i = \vec{R}(t - \tau)_{iM} - \vec{R}(t)_{A_1}, \quad (4)$$

где τ – время распространения сигнала от радиомаяка до первой антенны целевого КА; $\vec{R}(t - \tau)_{iM}, \vec{R}(t)_{A_1}$ – координаты i -го радиомаяка и первой антенны целевого КА в моменты времени $t - \tau$ и t соответственно; \vec{l}_i – направление на i -й радиомаяк от первой антенны в БСК.

На основании выражения (1) определим положение базы антенн целевого КА в БСК в моменты времени t_1, t_2 , построим ПСК в БСК и ССК:

$$\begin{cases} \vec{X}_{ПБ} = \vec{b}_{B_i}; \\ \vec{Y}_{ПБ} = \frac{\vec{b}_{B_i} \times \vec{b}_{B_{i+1}}}{|\vec{b}_{B_i} \times \vec{b}_{B_{i+1}}|}; \\ \vec{Z}_{ПБ} = \vec{X}_{ПБ} \times \vec{Y}_{ПБ}, \end{cases} \quad (5)$$

где $\vec{b}_{B_i}, \vec{b}_{B_{i+1}}$ – единичные векторы направления базы антенн в БСК целевого КА в моменты времени t_1, t_2 соответственно; $\vec{X}_{ПБ}, \vec{Y}_{ПБ}, \vec{Z}_{ПБ}$ – орты ПСК в проекциях на оси БСК;

$$\begin{cases} \vec{X}_{ПС} = \vec{b}_{C_{t_1}}^{t_2}; \\ \vec{Y}_{ПС} = \frac{\vec{b}_{C_{t_1}}^{t_2} \times \vec{b}_{C_{t_2}}}{|\vec{b}_{C_{t_1}}^{t_2} \times \vec{b}_{C_{t_2}}|}; \\ \vec{Z}_{ПС} = \vec{X}_{ПС} \times \vec{Y}_{ПС}, \end{cases} \quad (6)$$

где $\vec{X}_{ПС}, \vec{Y}_{ПС}, \vec{Z}_{ПС}$ – орты ПСК в проекциях на оси ССК.

$$M_B^{\Pi} = \begin{bmatrix} \bar{X}_{\Pi_{B_x}} & \bar{X}_{\Pi_{B_y}} & \bar{X}_{\Pi_{B_z}} \\ \bar{Y}_{\Pi_{B_x}} & \bar{Y}_{\Pi_{B_y}} & \bar{Y}_{\Pi_{B_z}} \\ \bar{Z}_{\Pi_{B_x}} & \bar{Z}_{\Pi_{B_y}} & \bar{Z}_{\Pi_{B_z}} \end{bmatrix}, \quad M_{\Pi}^C = \begin{bmatrix} \bar{X}_{\Pi_{C_x}} & \bar{Y}_{\Pi_{C_x}} & \bar{Z}_{\Pi_{C_x}} \\ \bar{X}_{\Pi_{C_y}} & \bar{Y}_{\Pi_{C_y}} & \bar{Z}_{\Pi_{C_y}} \\ \bar{X}_{\Pi_{C_z}} & \bar{Y}_{\Pi_{C_z}} & \bar{Z}_{\Pi_{C_z}} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где M_{Π}^C , M_B^{Π} – матрицы перехода от ПСК к ССК и от БСК к ПСК соответственно.

$$M_B^C = M_{\Pi}^C \cdot M_B^{\Pi}, \quad (8)$$

где M_B^C – матрица перехода от БСК к ССК.

Система уравнений для определения кватерниона разворота БСК в ССК имеет вид:

$$\begin{cases} tr(M_B^C) = 4 \cdot (\lambda_{0B}^C)^2 - 1; \\ M_{B_{2,3}}^C - M_{B_{3,2}}^C = 4 \cdot \lambda_{0B}^C \cdot \lambda_{1B}^C; \\ M_{B_{3,1}}^C - M_{B_{1,3}}^C = 4 \cdot \lambda_{0B}^C \cdot \lambda_{2B}^C; \\ M_{B_{1,2}}^C - M_{B_{2,1}}^C = 4 \cdot \lambda_{0B}^C \cdot \lambda_{3B}^C, \end{cases} \quad (9)$$

где λ_B^C – кватернион разворота БСК в ССК.

Углы ориентации для последовательности (X, Y, Z) (φ, ψ, θ) с ограничением на значение угла $\psi \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right)$ имеют вид:

$$M_B^C = \begin{bmatrix} C(\psi) \cdot C(\theta) & C(\varphi) \cdot S(\theta) + & S(\theta) \cdot S(\varphi) - \\ & +C(\theta) \cdot S(\psi) \times S(\varphi) & -C(\theta) \cdot C(\varphi) \times S(\psi) \\ -C(\psi) \cdot S(\theta) & C(\theta) \cdot C(\varphi) - & C(\theta) \cdot S(\varphi) + \\ & -S(\psi) \cdot S(\theta) \times S(\varphi) & +C(\varphi) \cdot S(\psi) \times S(\theta) \\ S(\psi) & -C(\psi) \cdot S(\varphi) & C(\psi) \cdot C(\varphi) \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\begin{cases} \psi = \arcsin(M_{B_{3,1}}^C); \\ \theta = \arcsin \operatorname{circ} \left(\frac{M_{B_{1,1}}^C}{C(\psi)}, -\frac{M_{B_{2,1}}^C}{C(\psi)} \right); \\ \varphi = \arcsin \operatorname{circ} \left(\frac{M_{B_{3,3}}^C}{C(\psi)}, -\frac{M_{B_{3,2}}^C}{C(\psi)} \right), \end{cases}$$

где $C()$, $S()$ – функции косинуса и синуса от соответствующего аргумента; $\arcsin \operatorname{circ}()$ – функция кругового арксинуса, учитывающая значение и положение вектора на единичном тригонометрическом круге по четвертям.

Результаты моделирования

В табл. 1 приведены исходные данные параметров движения навигационных аппаратов NavStar.

В табл. 1 обозначено:

a – большая полуось орбиты КА; e – эксцентриситет орбиты КА; i – наклонение орбиты КА; Ω – долгота восходящего узла; w – аргумент перигея орбиты КА; Θ – истинная аномалия орбиты КА.

Таблиця 1

Начальные значения параметров движения центра масс КА NavStar

a	e	i	Ω	w	Θ
км	б/р	град.	град.	град.	град.
26 561,237 058	0,011 874	54,473	238,844	327,026	7,598
26 559,763 979	0,020 885	56,279	298,803	68,505	59,138
26 560,532 469	0,021 693	56,245	351,774	298,237	109,599
26 560,627 890	0,017 567	56,388	353,315	92,800	296,298
26 560,566 205	0,011 126	55,072	48,142	89,684	130,330
26 558,634 361	0,010 034	53,710	173,752	49,423	238,832
26 561,132 295	0,007 341	53,831	110,507	330,428	174,361
26 561,088 868	0,015 449	53,442	106,116	68,357	68,543
26 560,209 047	0,011 303	54,142	234,981	42,745	192,097
26 560,182 763	0,004 955	56,423	299,155	115,682	107,322
26 559,757 833	0,012 322	57,172	359,574	189,659	297,801
26 560,732 376	0,013 004	50,890	158,065	60,118	343,882
26 560,528 417	0,004 897	53,244	231,245	73,379	241,580
26 558,740 058	0,017 870	56,176	56,731	254,898	170,601
26 561,262 271	0,006 417	56,014	297,620	241,514	118,910
26 559,233 150	0,013 483	53,214	234,325	235,614	219,432
26 559,802 961	0,006 217	53,084	234,519	244,168	174,559
26 562,133 886	0,006 564	56,272	56,345	359,787	190,244
26 560,604 295	0,019 209	53,349	174,091	231,292	280,457
26 557,916 864	0,008 428	55,089	118,910	9,777	89,511
26 558,360 542	0,007 993	54,954	294,621	187,895	66,287
26 559,347 583	0,011 239	53,765	172,785	200,847	58,155
26 562,273 895	0,007 319	55,248	115,876	228,354	136,688
26 558,712 313	0,007 678	56,184	354,955	310,701	333,636
26 561,935 565	0,004 098	56,221	55,303	3,728	321,477
26 557,799 910	0,004 390	54,109	292,564	1,981	92,389
26 558,810 432	0,002 200	55,276	116,368	296,129	296,290
26 561,049 807	0,005 568	55,897	354,786	185,948	338,892
26 562,071 926	0,002 639	54,437	233,746	11,280	178,369
26 559,309 107	0,001 763	55,576	53,348	43,394	247,230
26 561,406 217	0,000 874	54,993	173,593	15,769	4,250
26 561,406 217	0,000 874	54,993	173,593	15,769	4,250

В табл. 2 приведены исходные данные параметров движения целевого КА.

Таблиця 2

Начальные параметры движения ц. м. целевого КА

p	u	i	w	Ω	e
м	град.	град.	град.	град.	
6 978 137	0,035 19	90,0	323,6563	243,7576	0,0

В табл. 2 обозначено:

p – фокальный параметр орбиты КА; u – аргумент широты КА.

В табл. 3 приведены параметры антенных систем, используемых при решении задачи определения углового положения целевого КА.

Таблица 3

Параметры антенных систем радиомаяков и целевого КА

Наименование	Значение
Ширина ДН радиомаяка, град.	50
Ширина ДН антенны 1 целевого КА, град.	120
Ширина ДН антенны 2 целевого КА, град.	120
Частота несущей сигнала (для определения фазового сдвига в антеннах 1,2), ГГц	1,575 42
Координаты антенны 1 целевого КА в ССК, м	
X	0
Y	0,5
Z	0
Координаты антенны 2 целевого КА в ССК, м	
X	0
Y	-0,5
Z	0
Математическое ожидание ошибки фазы (доля от периода несущей), антенна 1	0
Математическое ожидание ошибки фазы (доля от периода несущей), антенна 2	0
Минимальный угол между базами в двух последовательных пеленгах, град.	20
Минимальный угол между радиомаяками относительно целевого КА в двух последовательных пеленгах, град.	20
Минимальный интервал между пеленгами, с	10

Примечание. Продольные оси антенн целевого КА ориентированы вдоль оси X ССК.

Учитывая, что навигационные аппараты ориентированы продольной осью к центру Земли, зададим параметры углового движения радиомаяков в их орбитальных системах координат (ОСК). Положим, что последовательность углов ориентации для радиомаяков соответствует принятой в выражении (10), а их угловые скорости относительно ОСК равны нулю. Примем также, что продольная ось антенны расположена вдоль радиус-вектора и направлена в противоположную сторону.

Ориентацию целевого КА зададим в БСК (последовательность поворотов соответствует принятой в выражении (10)). Примем, что аппарат вращается с постоянной угловой скоростью в БСК, а проекции ее компонент на оси ССК равны

$$w_{x_{ССК}} = w_{y_{ССК}} = w_{z_{ССК}} = 5 \frac{\text{град.}}{\text{с}}.$$

В табл. 4 приведены результаты математического моделирования при разных исходных данных, параметров точности, углового положения КА.

В табл. 4 приняты следующие обозначения: $\lambda \approx 19$ см – длина волны несущей; $\Delta\alpha$ – плоский угол ошибки разворота из оценочного положения в точное; i – наклонение орбиты целевого КА; $3 \cdot \sigma_{\Delta\phi_i} - 3 \cdot \sigma$ ошибка фазы в i -й антенне целевого КА; $\varphi(t_0) = \psi(t_0) = \theta(t_0)$ – начальные углы ориентации целевого КА в БСК.

На основании данных табл. 4 можно сделать вывод о том, что однобазовая система угловой ориентации относится к системам угловой ориентации средней точности. Очевидно также, что грубые ошибки вызваны геометрическим фактором расположения радиомаяков. Анализ значений точности угловой ориентации

Таблиця 4

**Результаты моделирования однобазовой интерференционной системы
угловой ориентации**

$3\sigma_{\Delta\varphi_1} = 0,002 \cdot \frac{2 \cdot \pi}{\lambda}; \quad 3\sigma_{\Delta\varphi_2} = 0;$ $\varphi(t_0) = \psi(t_0) = \theta(t_0) = 0$		$3 \cdot \sigma_{\Delta\varphi_{1,2}} = 0,001 \cdot \frac{2 \cdot \pi}{\lambda};$ $\varphi(t_0) = \psi(t_0) = \theta(t_0) = 0$		$3 \cdot \sigma_{\Delta\varphi_{1,2}} = 0,001 \cdot \frac{2 \cdot \pi}{\lambda};$ $\varphi(t_0) = \psi(t_0) = \theta(t_0) = 45^\circ$	
i , град.	$\Delta\alpha$, град.	i , град.	$\Delta\alpha$, град.	i , град.	$\Delta\alpha$, град.
5	1,66E-01	5	9,19E-02	5	1,45E-01
45	3,57E+00	45	3,43E+00	45	6,37E-02
75	1,48E-01	75	8,94E-02	75	1,74E-01
90	2,62E-01	85	1,96E-01	85	8,47E-02
135	1,15E-01	90	1,68E-01	90	—
175	4,55E-01	135	6,07E-02	135	4,35E-01
—	—	175	2,32E-01	175	1,77E-01

по сечениям времени показал, что грубые ошибки параметров угловой ориентации возникают в двух-трех точках выбранной орбиты целевого КА и радиомаяков. Таким образом, замена параметров оценки угловой ориентации с использованием интерференционного метода в такие моменты времени на результаты интегрирования кинематических уравнений Пуассона позволяет компенсировать грубые ошибки, обеспечивая среднеквадратические ошибки на уровне до $\sim 0,1-0,2$ град.

Выводы

1. Разработан однобазовый интерференционный метод угловой ориентации, позволяющий по данным о сдвиге фаз в однобазовом интерферометре целевого КА от радиомаяков (других КА), путем разнесения измерений во времени, с использованием данных ДУС и информации о координатах ц. м. целевого КА и радиомаяков в БСК определить угловое положение целевого КА в БСК.

2. Разработана математическая модель однобазового интерференционного метода, учитывающая погрешности навигационного блока, ДУС, интерферометра и позволяющая выполнить исследование однобазового интерференционного метода угловой ориентации.

3. По результатам математического моделирования установлено, что предлагаемый метод может быть отнесен к системам угловой ориентации средней точности, при этом максимальная величина среднеквадратической ошибки составляет порядка 3 град.

4. Повышение точности угловой ориентации может быть обеспечено с использованием методов фильтрации. При этом погрешность угловой ориентации может быть уменьшена до 0,1 град.

Библиографические ссылки

1. Использование системы NAVSTAR для определения угловой ориентации объектов / В. Н. Абросимов, В. И. Алексеева, Ю. А. Гребенко и др. // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – № 1. – С. 46–53.
2. **Лебедев Д. В.** Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов : монография / Д. В. Лебедев, А. И. Ткаченко ; НАН Украины, Междунар. НУЦ информ. технологий и систем. – К. : Наук. думка, 2006. – 298 с.
3. Патент 2122217 Российская Федерация, МПК G 01 S 5/02. Способ угловой ориентации объектов по радионавигационным сигналам космических аппаратов (варианты) / Алешечкин А. М., Фатеев Ю. Л., Чмых М. К. ; заявитель и патентообладатель Красноярск. гос. техн. ун-т. – № 97107921/09 ; заявл. 15.05.1997 ; опубл. 20.11.1998. – 12 с.

Надійшла до редколегії 05.10.2013.

УДК 519.24.681

И. И. Деревянко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ОБРАБОТКА И СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Проведено порівняльний статистичний аналіз магнітометричних вимірювань зварних з'єднань чотирьох однотипних блоків при їх контролі у 2011 і 2012 роках.

Ключові слова: зварні з'єднання, статистичний аналіз, магнітометричні вимірювання, напруженість магнітного поля, кількісні оцінки.

Проведен сравнительный статистический анализ магнитометрических измерений сварных соединений четырех однотипных блоков при их контроле в 2011 и 2012 годах.

Ключевые слова: сварные соединения, статистический анализ, магнитометрические измерения, напряженность магнитного поля, количественные оценки.

The comparative statistical analysis was held for magnetometric measurements which were taken on welded joints of the four similar blocks in 2011 and 2012.

Key words: welded joints, statistical analysis, magnetometer measurements, magnetic field strength, the quantitative assessment.

Введение. В настоящее время ракетно-космическая техника представляет собой множество агрегатов, различающихся по своим конструктивным особенностям. Среди них особое место занимают металлические конструкции со сварными соединениями как самое ненадежное звено. Как следствие этого неразрушающий контроль качества и определения свойств сварных соединений является одной из важных задач оценки надежности таких агрегатов. Одним из методов контроля сварных соединений является метод магнитной памяти металла, который имеет ряд преимуществ перед другими [1].

Магнитометрические измерения на основе метода магнитной памяти металла содержат информацию о состоянии (дефектности) и качестве (напряженно-деформированности) сварных соединений, а разности магнитометрических измерений содержат информацию об аномальных измерениях и аномальных участках [2]. Полученные путем сканирования измерителя по окружности сварного соединения измерения представляют собой не совсем обычные выборки случайных величин: они ограничены по размеру, за последней точкой измерений следует первая и между измерениями имеет место статистическая связь. Измерения можно рассматривать как сумму трех составляющих: 1) детерминированной или медленно меняющейся стохастической функции $S_{0j}(k)$; 2) случайной автокоррелированной составляющей $\Delta S_j(k)$, характеризующей флуктуационные изменения напряженно-деформированного состояния сварного соединения; 3) измерительный шум, характеризующий приборные ошибки и неконтролируемое влияние внешней среды. Математическую модель измерений можно представить в виде

$$x_j(k) = S_{0j}(k) + \Delta S_j(k) + A_j(k) + n_j(k),$$

где k – номер измерения (характеризующий координату точки измерений на сварном соединении); j – номер соединения в проконтролированном блоке; $A_j(k)$ – аномальные измерения или аномальные участки.

Сравнительному статистическому анализу подвергаются измерения сварных соединений, полученных в 2011 и 2012 годах на четырех однотипных блоках. Каждый из блоков содержит 45–50 соединений и каждому ставится в соответствие магнитометрические выборки объемом 150–250 измерений. Магнитометрические измерения сварного соединения представляет собой случайные величины с неизвестными статистическими закономерностями. Их последовательность рассматривается как нестационарный дискретный процесс ограниченной длительности n_j , причем в одном и том же блоке в большинстве случаев $n_j \neq n_i, i \neq j$, неизвестны связи номеров точек с координатами их на сварных соединениях, неизвестно также – выборки замкнуты или не замкнуты. При такой априорной неопределенности возникает задача не только оценки статистических параметров, но и исследования их статистических закономерностей – законов распределения вероятностей как последовательностей автокоррелированных случайных величин.

В этих условиях для исследования магнитометрических измерений сварных соединений выбран визуально-аналитический метод формирования данных для оценки измерений каждого сварного соединения, сравнения оценок разных соединений каждого блока, сравнения измерений 2011 и 2012 годах, сравнения измерений исследуемых четырех блоков. Эти данные представляются в виде графиков и таблиц оценок статистических параметров. Сварные соединения, выполненные при одной и той же технологии, должны быть похожими друг на друга, следовательно должны иметь что-то общее и выборки магнитометрических измерений сварных соединений по крайней мере одного и того же блока.

Обработка и статистический анализ. На первом этапе анализа проведен визуально-сравнительный анализ сварных соединений каждого блока. На рис. 1 представлены графики наложения измерений сварных соединений одного блока в 2011, 2012 годах и графики наложения разностей магнитометрических измерений.

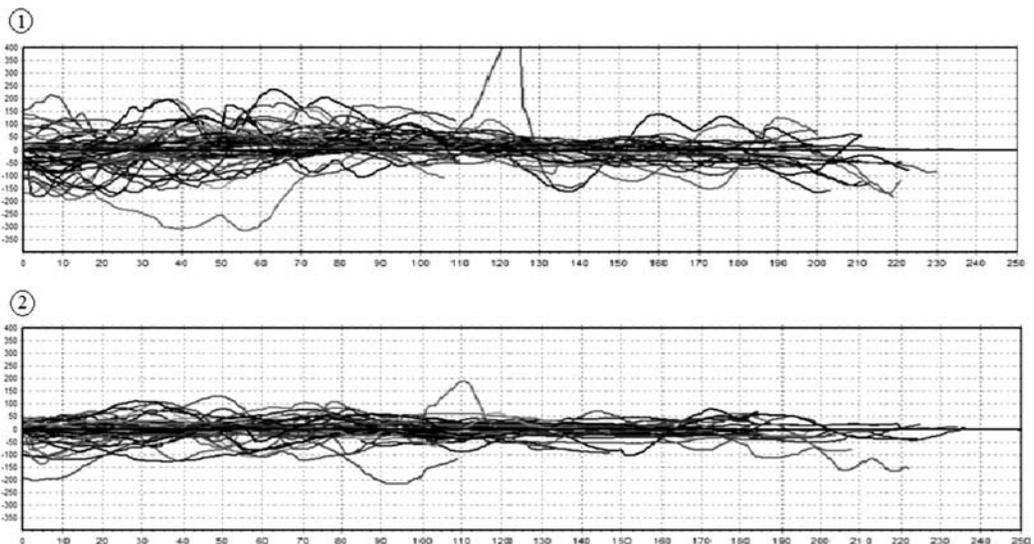


Рис. 1. Наложения кривых магнитометрических измерений в 2011 г. – (1), 2012 г. – (2)

В результате анализа выделены отдельные сварные соединения 3–5 штук в каждом блоке, измерения которых явно отличаются от основной массы (табл. 1). Таблица содержит номера сварных соединений, общее количество сварных соединений, выделенных при визуальном наложении, количество сварных соединений, выделенных в 2011 и 2012 годах (аномальности измерений повторяются при по-

вторном контроле). Выделенные сварные соединения исследованы отдельно, построены их графики и определены отличительные признаки и особенности.

Таблица 1

Сварные соединения выделенные при визуальном наложении
(СС – сварные соединения)

№ блока – год	№ сварных соединений, выделенных при визуальном наложении					Общее кол-во СС, выделенных при визуальном наложении в блоке	Кол-во СС, выделенных при визуальном наложении в 2011 и 2012 годах (повторно аномальные)
	135	140	141	116	136		
БЗОК 1 – 2011	135	140	141	116	136	5	3
БЗОК 1 – 2012	135	140	141	143	—	4	3
БЗОК 2 – 2011	242	224	236	—	—	3	1
БЗОК 2 – 2012	242	207	223	247	—	4	1
БЗОК 3 – 2011	323	315	319	322	327	5	2
БЗОК 3 – 2012	323	315	336	344	345	5	2
БЗОК 4 – 2011	434	455	438	444	—	4	2
БЗОК 4 – 2012	434	455	435	440	—	4	2

Для объективного анализа измерений агрегата все сварные соединения, выделенные при наложении, исключены. При этом измерения данных сварных соединений необходимо перепроверить (провести повторный контроль), а при повторении результатов обратить повышенное внимание и выяснить причину их аномального отличия.

На втором этапе анализа исследованы характеристики всех измерений агрегата (4 блока) как единого целого (агрегат как объект контроля). После исключения измерений сварных соединений, выделенных визуально, проанализирована остальная совокупность измерений. Для измерений агрегата построены две гистограммы магнитометрических измерений 2011 и 2012 годов и получены оценки средних значений и выборочных стандартных отклонений (разбросы измерений) (рис. 2).

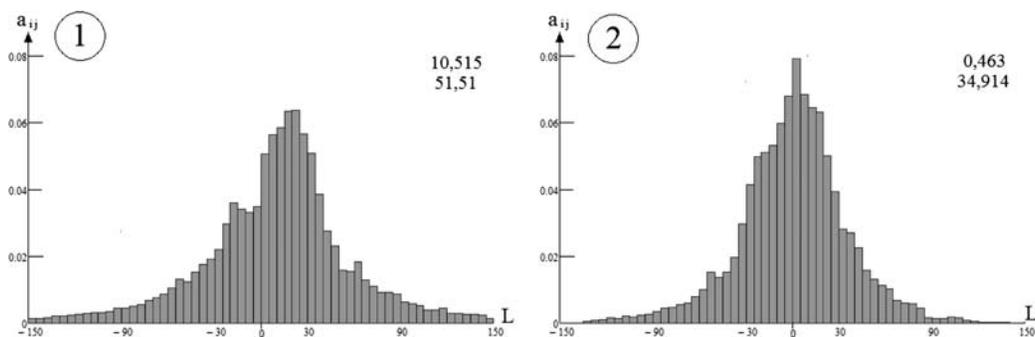


Рис. 2. Гистограммы магнитометрических измерений агрегата как единого целого в 2011 г. – (1), в 2012 г. – (2)

Гистограммы построены как отклонения измерений от среднего значения, при этом в правом верхнем углу гистограмм фиксируются их среднее значение и разброс. Количество измерений для каждого из годов, по которым строятся гистограммы, составляет приблизительно 30 тыс. Гистограммный интеграл Δx_r выбран равным 5.

Проведен анализ измерений агрегата по средним значениям сварных соединений и выборочным разбросам. Построены гистограммы средних значений магнитометрических измерений каждого сварного соединения (рис. 3). При этом количество измерений 165–170 значений, первое значения в правом углу – это среднее агрегата средних значений сварных соединений, второе значение – разброс средних значений в агрегате.

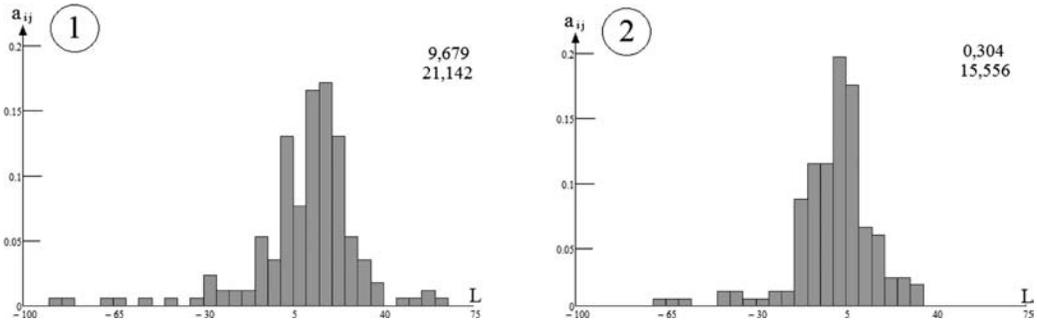


Рис. 3. Гистограммы средних значений магнитометрических измерений агрегата как единого целого в 2011 г. – (1), в 2012 г. – (2)

Аналогично средним значениям исследованы разбросы в сварных соединениях. Построены гистограммы (рис. 4), где первое значения в правом углу – это среднее значений разбросов сварных соединений агрегата, второе значение – разброс разбросов в агрегате.

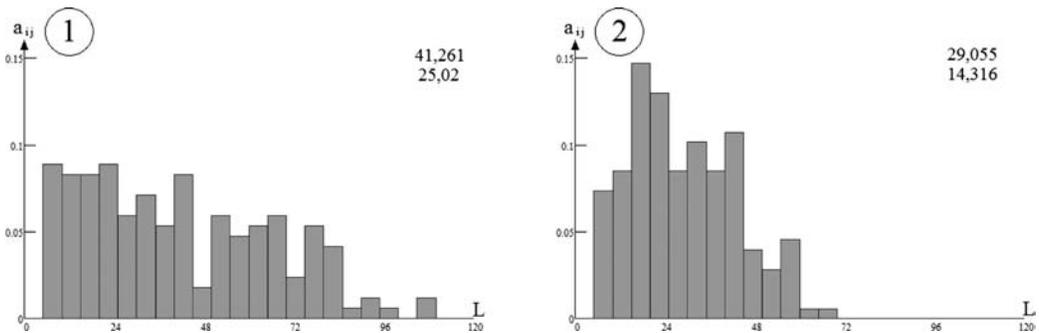


Рис. 4. Гистограммы разбросов значений магнитометрических измерений каждого сварного соединения агрегата как единого целого в 2011 г. – (1), в 2012 г. – (2)

Из рассмотрения гистограмм видно, что характеристики измерений агрегата в 2011 и 2012 годах отличаются. По всем исследуемым параметрам (измерения агрегата, средние значения сварных соединений, разбросы) прослеживается тенденция уменьшения значения разбросов каждого из параметров, среднее значение также уменьшается и стремится к нулю. Гистограммы разбросов значений магнитометрических измерений каждого сварного соединения агрегата как единого целого имеют значительные различия. По результатам анализа предполагается, что измерения проводились приборами, которые имеют различную настроечную калибровку, или характеристики измерений сварных соединений изменились за прошедшее время (произошла нормализация напряженно-деформированного состояния агрегата).

На третьем этапе анализа исследованы характеристики всех измерений блоков (4 блока в 2011 и 4 – в 2012 годах) как единого целого (блок как объект контро-

ля). Для каждого из 8 блоков построены гистограммы магнитометрических измерений (рис. 5 – как пример представлены две гистограммы блока 1 в 2011 и 2012 годах) и получены оценки средних значений и выборочных стандартных отклонений (разбросы измерений). В табл. 2 представлены оценки средних значений измерений соединений каждого блока и их разбросов.

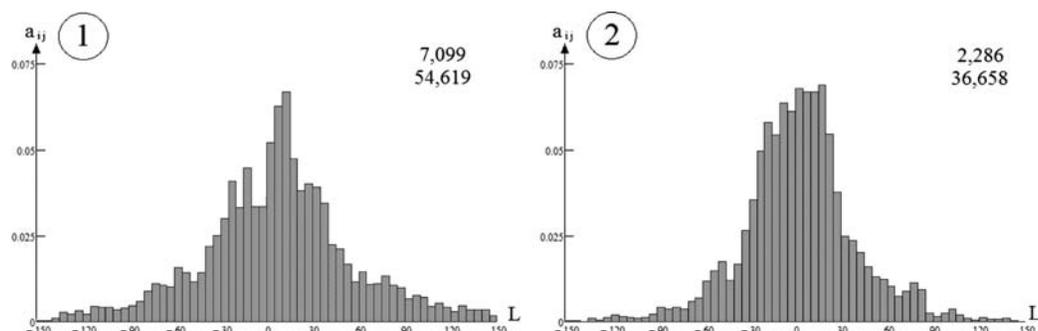


Рис. 5. Гистограммы магнитометрических измерений блока 1 как единого целого в 2011 г. – (1), в 2012 г. – (2)

Таблица 2

Таблица оценок статистических показателей магнитометрических измерений

Год	№ блока	$\bar{x}_{изм}^*$	$\sqrt{D_{изм}^*}$
2011	блок 1	7,099	54,619
	блок 2	7,468	55,765
	блок 3	6,354	51,640
	блок 4	19,755	42,690
2012	блок 1	2,286	36,658
	блок 2	-2,457	33,141
	блок 3	2,858	26,967
	блок 4	-0,749	40,206

Построены гистограммы разностей магнитометрических измерений (рис. 6 – как пример представлены две гистограммы блока 1 в 2011 и 2012 годах).

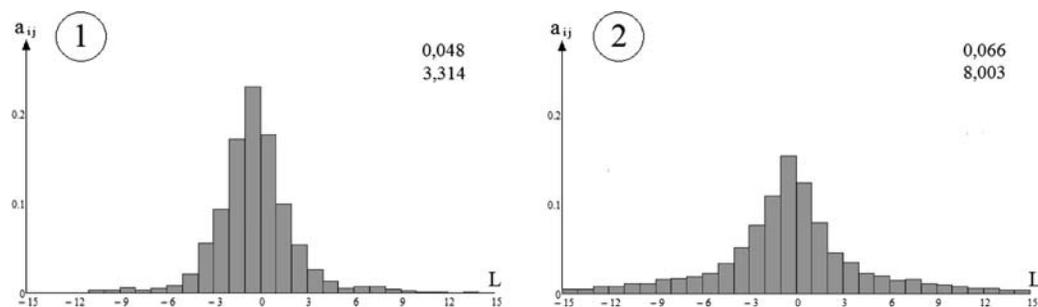


Рис. 6. Гистограммы разности магнитометрических измерений блока как единого целого в 2011 г. – (1), в 2012 г. – (2)

Далее исследованы измерения блоков агрегата по средним значениям сварных соединений и выборочным разбросам. Для каждого блока построены 8 гистограмм средних значений магнитометрических измерений каждого сварного сое-

динения. Особенностью построения гистограмм является количество измерений 44–50 значений. Также построены 8 гистограмм разбросов в сварных соединениях блоков.

Оценки статистических показателей средних и разбросов сварных соединений каждого блока представлены в табл. 3, где \bar{x}^* – среднее блока средних значений сварных соединений; $\sqrt{D_{\bar{x}}^*}$ – разброс средних; $\sqrt{D^*}$ – средний разброс сварных соединений; $\sqrt{D_D^*}$ – разброс разбросов.

Таблица 3

Таблица оценок статистических показателей средних и разбросов сварных соединений блоков как единого целого

Измерения	\bar{x}^*	$\sqrt{D_{\bar{x}}^*}$	$\sqrt{D^*}$	$\sqrt{D_D^*}$
Блок 1				
Магнитометрические измерения в 2011	5,391	19,8	45,11	27,992
Магнитометрические измерения в 2012	0,883	17,837	29,501	17,176
Разность измерений в 2011	0,07	0,448	8,42	4,56
Разность измерений в 2012	–0,001	0,259	5,67	3,206
Блок 2				
Магнитометрические измерения в 2011	7,879	24,33	46,406	22,505
Магнитометрические измерения в 2012	–2,801	15,793	27,432	12,322
Разность измерений в 2011	–0,067	0,267	7,75	4,084
Разность измерений в 2012	0,005	0,17	4,38	1,814
Блок 3				
Магнитометрические измерения в 2011	5,049	24,557	40,379	22,711
Магнитометрические измерения в 2012	3,035	10,473	23,963	9,818
Разность измерений в 2011	–0,001	0,248	7,85	4,108
Разность измерений в 2012	0,02	0,237	3,5	1,516
Блок 4				
Магнитометрические измерения в 2011	19,055	9,934	33,74	24,522
Магнитометрические измерения в 2012	0,081	16,537	34,624	14,66
Разность измерений в 2011	–0,002	0,226	10,04	7,912
Разность измерений в 2012	0,051	0,279	5,52	2,64

Из анализа гистограмм видно, что хотя статистика по годам измерений несколько изменяется, но не на столько, чтобы она стала диагностическим признаком изменения качества контролируемых блоков в агрегате. При этом из анализа гистограмм и таблиц, рассмотренных на третьем этапе анализа, выделены следующие особенности и характеристики блоков:

1) при сравнении четырех блоков 2011 года видно, что блоки отличаются в своих характеристиках друг от друга незначительно, но статистика блока 4 отличается от блоков 1–3 значительно и характеризуется максимальным отличием среднего средних от нуля и минимальным средним разбросов. В 2012 году блок 4 также отличается от остальных и характеризуется максимальным средним разбросов. Исходя из этого, на аномальное отличие блока 4 надо обратить внимание и выяснить причину;

2) при сравнении блоков, проконтролированных в 2011 с блоками, проконтролированными в 2012, видно тенденцию уменьшения значения разбросов средних приблизительно в 1,2 раза, средних разбросов приблизительно в 1,6 раз. Данное явление подтверждает выводы, сделанные при анализе агрегата в целом (вто-

рой этап анализа). При этом блок 4 не подлежит данной тенденции уменьшения разбросов, разбросы в блоке 4 в 2012 году выше разбросов в 2011 году;

3) при анализе результатов сравнения блоков по разности магнитометрических измерений следует обратить внимание на резкое изменение разбросов разностей как свидетельство сильной автокорреляции магнитометрических измерений.

На четвертом этапе анализа проведено исследование измерений сварных соединений (44–50 сварных соединений в каждом блоке) в отдельности (сварное соединение как объект контроля). Оценены статистические параметры каждого сварного соединения: выделена детерминированная составляющая, оценена автокоррелированная составляющая. Измерения представляют собой стационарный процесс $S_0(k) = S_0$, оценены средние значения, выборочные разбросы и коэффициенты автокорреляции (табл. 5 – фрагмент).

Сравнивая показатели, можно выделить аномальные сварные соединения, которые отличаются от основной массы (пример: сварные соединения 120, 124, 134 блока 1 отличаются от большинства).

Таблица 5

Фрагмент таблицы оценок статистических показателей сварных соединений

Блок 1 – 2011								
№	СС	n	Магнитометрические измерения			Разность измерений		
			\bar{x}^*	\sqrt{D}^*	\bar{r}^*	\bar{y}^*	\sqrt{D}^*	\bar{r}^*
1	101	200	-1,34	10,12	0,96	0,04	2,84	0,12
2	102	218	4,05	9,90	0,96	0,02	2,27	-0,03
3	103	218	4,76	17,11	0,99	0,05	2,82	0,49
4	104	218	16,92	10,61	0,97	-0,04	2,44	0,11
5	105	202	-5,66	15,17	0,98	-0,01	2,51	0,05
6	106	222	10,23	17,84	0,97	0,00	2,98	0,48
7	107	206	8,90	28,37	0,99	-0,07	3,31	-0,02
20	120	196	20,74	106,79	0,98	-0,35	14,32	0,68
24	124	212	12,25	76,27	0,98	0,60	9,21	0,69
34	134	120	30,17	67,19	0,98	0,34	11,73	0,50

Далее выделены аномальные участки, т. е. оценены $A(k_1 + i)$ – их координаты, интенсивность и длительность. Полагая, что нормальные сварные соединения не имеют аномальных измерений, для их выделения (обнаружения) используется известный в математической статистике метод Томпсона ($P = 0,95$).

В результате получена таблица, которая содержит номер сварного соединения, каждая клеточка таблицы – это аномальный участок, который состоит из трех значений: 1) координаты аномального участка; 2) количество измерений в аномальном участке; 3) интенсивность (отношение максимального дефектного измерения к порогу). Приставка «n» означает отрицательные аномальные участки. Пример представлен в табл. 6.

Табл. 7 – это визуальное представление аномальных участков. Вертикальная ось представляет собой список сварных соединений, горизонтальная – интенсивность аномального участка. Второй столбик указывает на число аномальных участков на сварном соединении. Таким образом, проходит визуальная классификация опасности сварных соединений (величина интенсивности характеризует опасность образования дефекта). Количество аномальных участков в каждом блоке приблизительно от 200 до 260 зон. Сварное соединение может содержать различное количество аномальных участков (от 1 до 20 участков).

Таблиця 6

Фрагмент таблиці аномальних участків, виділених по різниці измерень

Блок 1 – 2011. Разность магнитометрических измерений						
№ блока. № шва	координаты / число измерений / max превышение порога					
	1	2	3	4	5	6
1.101	82/1/1,5	—	—	—	—	—
1.102	79/1/1,29	—	—	—	—	—
1.105	93/1/1,57	—	—	—	—	—
1.106	н15/1/1,071	34/1/1,07	—	—	—	—
1.107	16/1/2,00	н125/1/1,71	—	—	—	—
1.111	н2/1/2	125/1/6,5	—	—	—	—
1.114	50-53/4/1,71	58/1/1,29	н148/1/1,07	—	—	—
1.115	35/1/1,21	38/1/1,36	40/1/2,36	н42/1/1,14	45/1/1,5	48/1/1,07
1.116	17/1/1,21	20/1/1,5	23-25/3/1,36	н59/1/1,07	н65/1/1,43	76-88/13/3,29
1.117	29/1/1,07	—	—	—	—	—

Таблиця 7

Фрагмент таблиці візуального представлення аномальних участків

	1,07	1,14	1,21	1,29	1,36	1,43	1,5	1,57	1,64	1,71	1,79	1,86	1,93	2	2,07	2,14	2,21	2,29	2,36	2,5	2,57	2,64	2,79	2,86	3,29	3,43	3,5	3,57	3,71	3,93	4,21	4,71	5,64	6,21	6,43	6,5	6,64	6,79	7,79	9,79	11,1				
105	1							■																																					
106	2									■																																			
107	2									■				■																															
108	0																																												
109	0																																												
110	0																																												
111	2													■																															
112	2								■		■																																		
113	2		■																							■																			
114	3	■		■						■																																			
115	23	■	■	■	■	■	■	■			■	■	■						■																										
116	12	■	■	■	■	■	■	■																																					

На пятом этапе анализа рассмотрены автокорреляционные функции измерений. Учитывая их замкнутость, определены две частные функции: одна по половине измерений $k = 1, 2, \dots, n/2$, вторая по второй половине $i = n - k$. Примеры представлены на рис. 7. Большинство сварных соединений имеет автокорреляционную функцию, представленную на первом графике. Но имеют место сварные соединения, которые отличаются (в каждом блоке выделено 5–10 сварных соединений, функции автокорреляции которых отличаются от большинства), их автокорреляционная функция представлена на втором графике. Над графиком автокорреляционной функции отображены оценки статистических показателей сварного соединения.

Статистические закономерности коэффициентов автокорреляции сварных соединений каждого блока представлены в табл. 8, где $\sqrt{r^*}$ – среднее коэффициентов автокорреляции; $\sqrt{D_r^*}$ – разброс коэффициентов автокорреляции.

Из анализа таблицы видно, что магнитометрические измерения всех без исключения сварных соединений четырех блоков, проконтролированных в 2011 и 2012 году, сильно коррелированы. Средний коэффициент автокорреляции двух

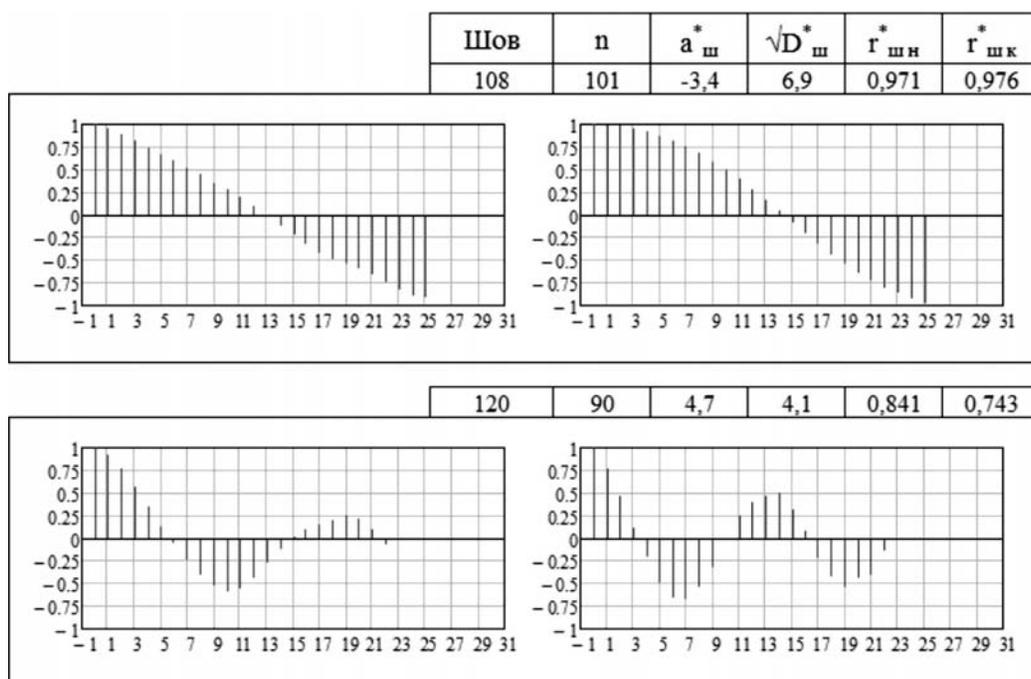


Рис. 7. Функции автокорреляции сварных соединений

Таблица 8

Таблица оценок статистических показателей коэффициентов автокорреляции

Измерения	$\sqrt{r^*}$	$\sqrt{D_r^*}$	Измерения	$\sqrt{r^*}$	$\sqrt{D_r^*}$
Блок 1			Блок 3		
Магнитометрические измерения в 2011	0,98	0,011	Магнитометрические измерения в 2011	0,981	0,012
Магнитометрические измерения в 2012	0,981	0,014	Магнитометрические измерения в 2012	0,98	0,013
Разность измерений в 2011	0,411	0,256	Разность измерений в 2011	0,414	0,288
Разность измерений в 2012	0,453	0,314	Разность измерений в 2012	0,439	0,25
Блок 2			Блок 4		
Магнитометрические измерения в 2011	0,98	0,01	Магнитометрические измерения в 2011	0,977	0,016
Магнитометрические измерения в 2012	0,962	0,145	Магнитометрические измерения в 2012	0,984	0,013
Разность измерений в 2011	0,457	0,234	Разность измерений в 2011	0,379	0,311
Разность измерений в 2012	0,528	0,228	Разность измерений в 2012	0,574	0,206

соседних измерений равен 0,96–0,99, а средний коэффициент автокорреляции двух соседних значений разностей измерений в большинстве случаев примерно в 2 раза меньше (0,3–0,5). Средние коэффициенты автокорреляции в 2011 году ниже аналогичных коэффициентов в 2012 году.

Выводы. Проведен статистический анализ выборок магнитометрических измерений и их разностей четырех блоков, проконтролированных в 2011 и 2012 годах, и выделены следующие особенности.

1. Установлено, что визуальный анализ графического представления магнитометрических измерений и их первых разностей позволяет выявлять 3–5 свар-

ных соединения в каждом блоке, которые существенно отличаются от основной массы. Для объективного анализа измерений агрегата эти сварные соединения необходимо исключить. Очевидно, что такие соединения подлежат вторичному (повторному) контролю, а при повторении результатов необходимо обратить повышенное внимание и выяснить причину их аномального отличия.

2. Получены интегральные показатели магнитометрических измерений агрегата и блоков как объектов контроля. Это их гистограммы, среднее значение и разброс средних, среднеквадратичные оценки разброса измерений.

2.1. При анализе агрегата как объекта контроля видно, что характеристики измерений агрегата в 2011 и 2012 годах отличаются. Прослеживается тенденция уменьшения значения разбросов, среднее значение также уменьшается и стремится к нулю. По результатам анализа предполагается, что измерения проводились приборами, которые имеют различную настроечную калибровку, или характеристики измерений сварных соединений изменились за прошедшее время (произошла нормализация напряженно-деформированного состояния агрегата).

2.2. При анализе блоков как объектов контроля видно, что при сравнении четырех блоков одного года они отличаются в своих характеристиках друг от друга. Характеристики блоков 1–3 отличаются незначительно, в то время как характеристика блока 4 значительно отличается от остальных. Исходя из этого, на аномальное отличие блока 4 надо обратить внимание и выяснить причину.

При сравнении блоков, проконтролированных в 2011 году, с блоками, проконтролированными в 2012 году, видно тенденцию уменьшения значения разбросов средних приблизительно в 1,2 раза, средних разбросов приблизительно в 1,6 раз. Данное явление подтверждает выводы, сделанные при анализе агрегата в целом (выводы п. 2.1). При этом блок 4 не подпадает под данную тенденцию уменьшения разбросов, разбросы в блоке 4 в 2012 году выше разбросов в 2011 году.

При анализе результатов сравнения блоков по разности магнитометрических измерений следует обратить внимание на резкое изменение разбросов разностей как свидетельство сильной автокорреляции магнитометрических измерений.

3. При анализе сварных соединений как объектов контроля проведено сравнение их информативных параметров (среднее значение, среднеквадратичский разброс измерений, среднее разностей измерений и разброс разностей). При этом выделены аномальные сварные соединения, которые значительно (на порядок) отличаются от основной массы (на них необходимо обратить внимание).

Проанализированы аномальные измерения или участки сварных соединений, определено количество аномальных участков с определением их координат, количества и интенсивности.

4. Измерения всех без исключения соединений четырех блоков, проконтролированных в 2011 и 2012 годах, сильно коррелированы. Коэффициент корреляции двух соседних измерений равен 0,98–0,99, а коэффициент корреляции двух соседних разностей в большинстве случаев примерно в 2 раза меньше (0,3–0,5), редко 0,1–0,25. Рассмотрены автокорреляционные функции измерений, выделены функции автокорреляции, которые отличаются от большинства.

Библиографические ссылки

1. Дубов А. А. Физические основы метода магнитной памяти металла / А. А. Дубов, В. Т. Власов. – М. : ТИССО, 2004.
2. Контроль напряженно-деформированного состояния газопроводов / А. А. Дубов, Е. А. Демин, А. М. Миляев, О. М. Смелов // Газовая промышленность. – 2002. – № 2.

Надійшла до редколегії 05.10.2013.

УДК 621.79

Е. А. Джур, С. И. Мамчур, И. А. Мамчур,
Т. В. Носова, М. В. Могила, А. О. Наливайко

Днепропетровский национальный университет имени Олеса Гончара

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ РАЗНОРОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКЕ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТОСТРОЕНИЯ

Вивчено фізичні основи, сфери застосування і перспективи використання методів зварювання матеріалів у твердій фазі. Значну увагу приділено питанням теорії і практики іонопроменевого зварювання, розглянуто методи плазмової обробки металів, наплавлення, пайки, їх особливості, сфери застосування, обладнання.

Ключові слова: пірографіт, дифузійна зона, мікроструктура.

Изучены физические основы, области применения и перспективы использования методов сварки материалов в твердой фазе. Значительное внимание уделено вопросам теории и практики ионнолучевой сварки, рассмотрены методы плазменной обработки металлов, наплавки, пайки, их особенности, области применения, оборудование.

Ключевые слова: пирографит, диффузионная зона, микроструктура.

Study of physical fundamentals, applications and perspectives use of the methods of solid phase welding. Considerable attention is paid to the issues of theory and practice ion beam welding, discussed methods for plasma processing metals, welding, soldering their features, applications, and equipment.

Key words: pirografit, diffusive area, microstructure.

Введение. В процессе разработки технологии диффузионной сварки графита со сталью и оптимизации ее параметров, основное внимание уделялось выбору материала промежуточной прокладки, имеющей КТР, близкий к КТР соединяемых материалов, обеспечивающей снижение уровня остаточных напряжений и повышение прочности сварного соединения.

В табл. 1 приведены значения коэффициентов термического расширения для разных температур пирографита ПГИ, 15X28-ВИ и стали 12X18Н10Т, из которых видно, что во всем интервале температур до 1000 °С эти материалы имеют большое различие в КТР. Поэтому непосредственная сварка этих материалов приведет к возникновению высоких внутренних напряжений в переходной зоне сварного соединения и появлению микротрещин.

Постановка задачи. Выбор промежуточной прокладки для диффузионного соединения ПГИ и 12X18Н10Т проводился с учетом требований на стойкость в коррозионной среде и улучшение свариваемости согласно диаграмм состояния.

Испытание выбранных материалов промежуточных прокладок в эксплуатационных средах показали, что наиболее стойкой является сталь 15X28-ВИ. Анализ физико-механических свойств стали 15X28-ВИ показал, что хромистая сталь ферритного класса с содержанием 0,15 % С и 28 % Сг имеет повышенную пластичность при температуре выше 1000 °С. Стали с содержанием 25–35% Сг обладают высокой коррозионной стойкостью, имеют КТР равный $(9-12) \cdot 10^{-6}$ 1/°С в интервале температур 20–1000 °С и сохраняют неизменной свою в основном α -ферритную структуру кристаллов при нагреве до 1200 °С и выше и следовательно их КТР не претерпевает при этом никаких изменений. При взаимодействии с графитом и образовании переходного слоя в следствии диффузионного проникновения в среду

Таблиця 1

Зависимость коэффициентов термического расширения от температуры

Температура, °С	Величина КТР $10^{-6} 1/°\text{C}$		
	12X18H10T	15X28-ВИ	ПГИ
20	15,8	9,0	4,9
50	16,0	—	5,05
100	16,6	10,0	5,35
200	17,0	—	5,55
300	17,6	—	5,7
400	18,0	—	5,8
500	18,3	11,1	5,9
600	18,55	11,3	6,0
700	18,9	11,5	6,5
800	19,25	12,0	7,0
900	19,5	12,4	—
950	19,7	12,9	7,2
1000	20,1	13,0	7,3

углерода возможно образование карбида, имеющего близкий к ПГИ коэффициент линейного расширения. Таким образом появляется возможность, регулируя сварочные параметры, влиять на количественное соотношение карбидной и ферритной фаз, изменяя коэффициент линейного расширения от ПГИ к стали 15X28-ВИ.

При разработке соединений графито-металлических изделий, кроме различия КТР свариваемых материалов на величину термических напряжений, существенное влияние оказывают размеры и форма свариваемых изделий. Часто при переходе от образцов к деталям после сварки на оптимальных режимах сварные соединения самопроизвольно разрушались. В связи с этим были проведены исследования по выбору оптимального соотношения формы и размеров свариваемых элементов и промежуточной прокладки. В результате анализа данных исследований была определена конструкция сварного соединения, позволяющая использовать свойства материала и снизить сварные напряжения.

Согласно проведенным исследованиям по сварке графита с материалами был установлен температурный интервал сварки 900–1000 °С, сварочное давление было выбрано $P_{св} = (1-1,5) \times 10^7$ Па, а время выдержки при сварке 20 и 60 мин. Указанный температурный интервал был выбран в связи с тем, что при диффузионной сварке разнородных материалов с сильно отличающимся коэффициентом линейного расширения величина остаточных термических напряжений зависит от температуры сварки и она должна быть по возможности минимальной. Естественно, что указанный температурный интервал должен обеспечить интенсивную диффузию углерода в ферритную сталь промежуточной прокладки соединения и таким образом способствовать формированию переходного слоя сварного соединения. Поскольку справочные данные материалов показывают, что различие коэффициентов линейного расширения с повышением температуры увеличивается, температурный параметр сварочного режима исследовался только в указанном интервале, обеспечивающем получение достаточно широкой диффузионной зоны, в пределах которой количественное соотношение карбидно-ферритной смеси с промежуточными коэффициентами линейного расширения возможно изменять за счет времени выдержки.

Использование микроструктурного метода позволяет обнаружить наличие диффузионного слоя, определить его ширину и указать особенности его микроструктуры с удалением от поверхности сварки.

Микроструктурний аналіз проводили на образцях сварних з'єдинень в поперечному сеченні. Изучение микроструктуры и фотографирование проводилось на микроскопе МИМ-8 при увеличении $\times 100$ и $\times 500$.

Рентгенофазовий аналіз застосовувався для встановлення природи фаз, обнаруженных микроструктурно в диффузійному шарі. Аналіз проводився на приладі ДРОН-2 в кобальтовому випромінюванні з застосуванням залізного фільтра. Напруга 30 кВ, ток 20 мА, межа вимірювання $0,4 \times 1000$, постійна часу – 5, швидкість обертання лічильника 1 град./хв.

Поскольку образование переходного слоя в сварном соединении происходило в металле промежуточной прокладки стали 15X28-ВИ, содержащей 28 % Сг, необходимо было определить возможное перераспределение этого элемента в связи с образованием карбида. Кроме того, концентрационные кривые хрома и железа, полученные сканированием электронного зонда от графита к чистому ферриту через переходный слой, позволили более точно определить ширину диффузионной зоны.

Микрорентгеноспектральный анализ сварных соединений производился на микроанализаторе МС-46 фирмы «Сомеса» $E_0 = 20$ кВ, $i_0 = 25$ мА, диаметр электронного зонда – 2 мкм, масштаб записи на ленте 1 дел. – 10 мкм.

Ширина зоны диффузійного взаємодія ПГІ зі сталлю 15X28-ВИ може бути відмінною від тієї, яка визначена з допомогою мікрорентгеноспектрального аналізу, так як микроструктурно можна не обнаружить дисперсних фаз і шару ферриту в сталі 15X28-ВИ, збагаченого вуглеродом, де немає фазових перетворень. В частині ферритного шару, де концентраційні криві хрома і заліза не мають суттєвих змін, може мати місце деяке збільшення вмісту вуглецю без змін фазового складу, в зв'язі з чим реальна ширина диффузійного шару буде відмінною від тієї, яка визначена за даними микроструктурного і мікрорентгенофазового аналізу.

Повний спектральний аналіз зразків сварних з'єдинень вироблявся шляхом визначення вмісту вуглецю в шарі диффузійної зони від поверхні зварки вглиб прокладки сталі 15X28-ВИ. З зразків знімався графіт до шару карбида, обнаруженного микроструктурно. Визначення вмісту вуглецю вироблялося зміною спектрографічних параметрів. Мікрослої знімалися в поперечному сеченні сварного з'єдинення з допомогою наждачного круга. Товщина кожного мікрослою 20 мкм. Мікротвердість вимірювалася твердометром.

Спектральний аналіз був застосований для визначення ширини диффузійної зони для зразка сварного з'єдинення, отриманого при зварочному режимі $T = 950$ °С, $P = 1,0 \cdot 10^7$ Па, $\tau = 20$ хв. Порівняння результатів спектрального аналізу і мікрорентгеноспектрального показало задовільне співпадіння.

Висновки. Таким чином, з допомогою запропонованої методики дослідження були встановлені оптимальні параметри зварки, що дозволяють отримати якісне з'єдинення.

Библиографические ссылки

1. Вилль В. И. Сварка металлов трением / В. И. Вилль. – М. : Машиностроение, 1970. – 176 с.
2. Гельман А. С. Основы сварки давлением / А. С. Гельман. – М. : Машиностроение, 1970. – 232 с.
3. Ерохин А. А. Основы сварки плавлением / А. А. Ерохин. – М. : Машиностроение, 1973. – 199 с.
4. Казаков Н. Ф. Диффузионная сварка в вакууме / Н. Ф. Казаков. – М. : Машиностроение, 1976. – 312 с.

Надійшла до редколегії 05.10.2013.

УДК 669.715

Н. Е. Калинина, Е. А. Джур, З. В. Вилищук, Т. В. Носова, В. А. Агапов

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ПОВЫШЕНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ СТРУКТУРЫ СПОСОБОМ НАНОМОДИФИЦИРОВАНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Вивчено мікроструктури алюмінієвого сплаву 01570 до та після модифікування. Проведено випробування механічних властивостей даного сплаву. Встановлено взаємозв'язок властивостей від структури матеріалу. Результати показали ефективність модифікування алюмінієвих сплавів системи Al–Mg карбідом кремнію.

Ключові слова: алюмінієві сплави, наномодифікатор, карбід кремнію.

Изучены микроструктуры алюминиевого сплава 01570 до и после модифицирования. Проведены испытания механических свойств данного сплава. Установлено взаимосвязь свойств от структуры материала. Результаты показали эффективность модифицирования алюминиевых сплавов системы Al–Mg карбидом кремния.

Ключевые слова: алюминиевые сплавы, наномодификатор, карбид кремния.

Microstructures of aluminum alloy 01570 before and after modification were studied. Testing of mechanical properties of the alloy was completed. A relation properties of the material structure is established. The results showed the effectiveness of the modification of aluminum alloys Al–Mg system with silicon carbide.

Key words: aluminium alloys, nanomodifiers, silicon carbide.

Введение. В напряженных конструкциях авиационной и ракетно-космической техники широкое распространение получили деформируемые алюминиевые сплавы систем Al–Mg, Al–Mg–Sc благодаря удачному сочетанию комплекса физико-механических свойств, технологичности и коррозионной стойкости.

Современные промышленные сплавы на алюминиевой основе имеют предел текучести $\sigma_{0,2}$ до 400 МПа, относительное удлинение δ до 15 %.

Основными путями повышения механических свойств алюминиевых сплавов являются: упрочнение твердого раствора, дисперсионное упрочнение, термо-механическая обработка, модифицирование.

Постановка задачи. Учитывая предъявляемые высокие требования к выпускаемой продукции авиакосмической промышленности, в данной работе были изучены алюминиевые сплавы системы Al–Mg, Al–Mg–Sc. Для получения отливок с высокими свойствами целесообразно применять модифицирование расплавов малыми добавками нанодисперсных композиций тугоплавких соединений, инициирующих кристаллизацию. Модификаторы по их воздействию можно разделить на две группы [3, 4]:

- модификаторы, являющиеся непосредственными зародышами кристаллизации;
- инокуляторы – модификаторы, изменяющие литую структуру за счет уменьшения перегрева кристаллизующегося металлического расплава.

Как показано в [1, 5], для алюминиевых сплавов целесообразно применение тугоплавких порошков карбида кремния β -модификации (β -SiC) с размером частиц до 100 нм [2].

Целью данной работы является установление связи между структурой и физико-механическими свойствами деформируемых алюминиевых сплавов системы Al–Mg–Sc.

Материалы и методы исследований. Материалом исследования служил алюминиевый сплав системы Al–Mg марки 01570, разработанный на основе деформируемого сплава АМг6. Химический состав сплавов АМг6 и 01570 приведен в табл. 1.

Таблица 1

Химический состав сплавов АМг6 и 01570

Сплав	Массовая доля элементов, %									
	Mg	Mn	Sc	Zr	Cu	Zn	Fe	Si	Be	Al
АМг6 (1560)	5,8–6,8	0,5–0,8	—	0,02–0,10	0,1	0,2	0,4	0,4	0,0002–0,005	основа
01570	5,3–6,3	0,2–0,6	0,15–0,35	0,05–0,15	0,1	0,1	0,3	0,2	0,0002–0,005	основа

Для изучения микроструктуры использовали шлифы, вырезанные из литых заготовок после отжига, а также после деформации. Шлифы перед исследованием подвергали шлифованию и механической полировке. Травление проводили в реактиве концентрированной плавиковой кислоты HF.

Исследование микроструктуры проводили на шлифах с использованием оптического микроскопа Neophot 2 при увеличении 50, 100, 200.

Микрорентгеноспектральный анализ проводили с целью определения химического состава в отдельно взятых точках (на границах зерен и фазе), распределения микролегирующего элемента – скандия и усвоения наномодификатора – карбида кремния (наличие карбидной фазы).

Испытания проводили на многоцелевом растровом микроскопе JSM-6360LA, оснащенный системой рентгеноспектрального энергодисперсионного микроанализа JED 2200.

Результаты и их обсуждение. Микроструктура сплава в равновесном состоянии состоит из α -твердого раствора алюминия и интерметаллида $Al_3(Sc_xZr_{x-1})$. Основными микролегирующими элементами в сплаве 01570 являются скандий и цирконий. Распределение данных элементов по сечению образца равномерно: скандий и цирконий присутствуют как в основе сплава – матрице, так и по границам зерен (рис. 1).

Карбид кремния, очевидно, действует в расплаве как раскислитель, снижая в матрице содержание кислорода. В модифицированных образцах кремний концентрируется во включениях, образуя окись SiO_2 , тем самым повышая прочность материала (табл. 2, рис. 2). Ликвация углерода по сечению образца практически отсутствует (рис. 3), что способствует достижению однородной структуры сплава и повышению прочностных свойств.

Проводили фрактографический анализ изломов на малогабаритном растровом электронном микроскопе МРЭМ-100

Структурными элементами в сплаве 01570 до модифицирования выступает эвтектика (рис. 4а). Эвтектика имеет сетчатую структуру, на границах которой концентрируются неметаллические включения. Это снижает прочностные свойства материала. На поверхности излома образца до модифицирования (рис. 5а) наблюдается межзеренное разрушение, которое представляется как расщепление по границам зерен. На фрактограмме четко видны границы зерен. Микроструктура сплава 01570 после модифицирования не содержит эвтектики (рис. 4б). На поверхности излома модифицированного образца наблюдается вязкое разрушение, которое происходит по плоскостям зерен (рис. 5б).

Механические свойства листов из сплава 01570 до и после модифицирования приведены в табл. 3.

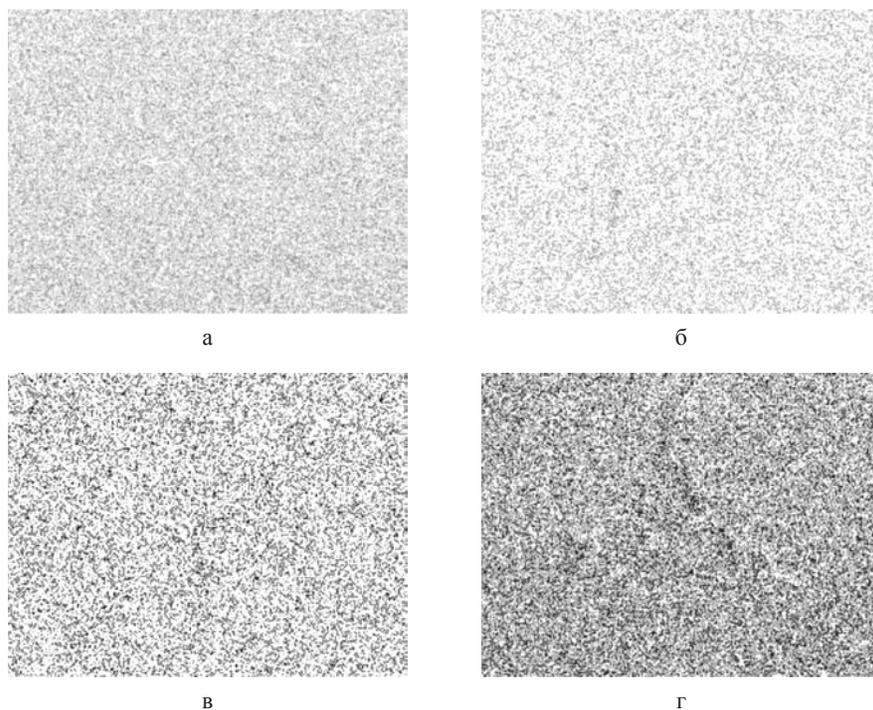


Рис. 1. Распределение микролегирующих элементов (Sc, Zr) в образцах сплава 01570: а, в – до модифицирования; б, г – после модифицирования

Таблица 2

Распределение химических элементов в исследуемых точках сплава 01570 после модифицирования

№ точки	Химический элемент, % мас.						
	C	O	Mg	Al	Si	Sc	Cu
024	10,62	11,61	4,83	35,52	37,43	—	—
025	10,14	6,88	4,76	50,96	24,86	—	2,40
026	2,84	0,47	11,11	66,79	—	—	18,79
027	—	—	4,40	95,49	—	0,11	—

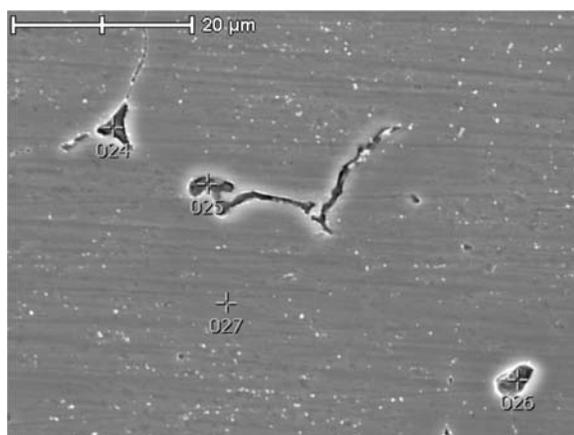


Рис. 2. Исследуемые точки анализа в образце сплава 01570 после модифицирования, ×2000

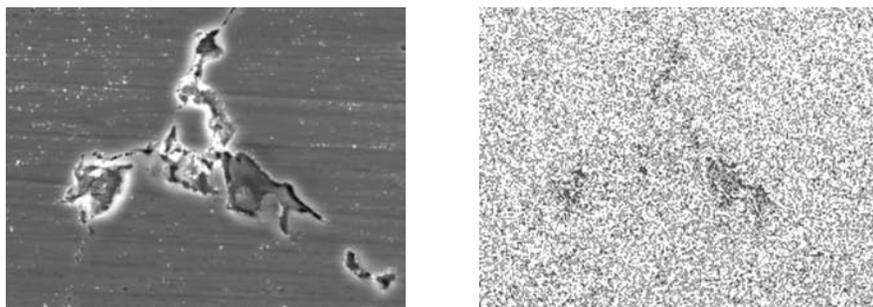


Рис. 3. Распределение углерода по сечению образца сплава 01570 после модифицирования, $\times 2300$

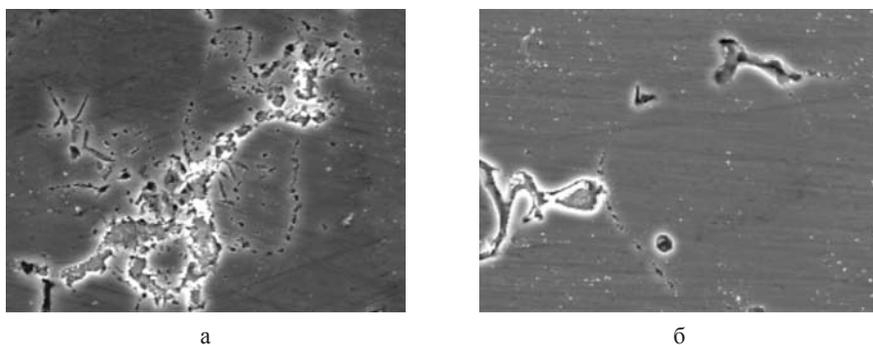


Рис. 4. Основные структурные элементы образцов 01570: а – до модифицирования; б – после модифицирования, $\times 1000$

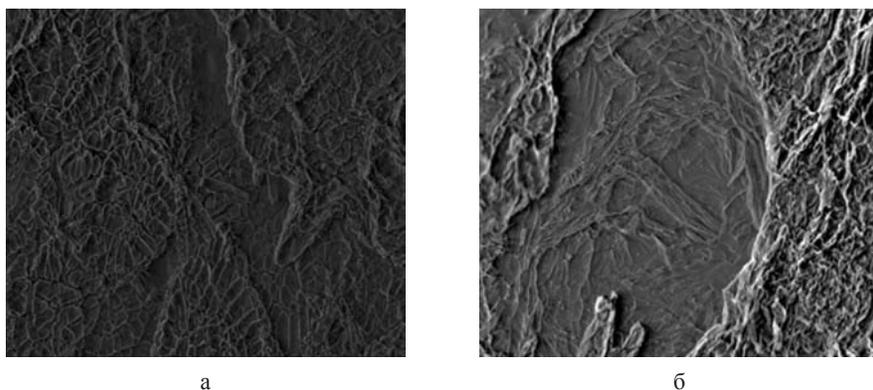


Рис. 5. Излом образца из сплава 01570 после испытания на растяжение при 20 °С: а – до модифицирования; б – после модифицирования, $\times 200$

Таблица 3

Механические свойства листов из сплава 01570

№ образца	Толщина листа, мм	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %
01570	2,5	400	280	13,0
01570	3,0	438	344	13,7
01570 + SiC	3,0	470	361	15,4

Выводы. Изучена микроструктура и распределения основных микролегирующих Sc и Zr и модифицирующих SiC элементов по сечению заготовок сплава 01570 до и после модифицирования.

Методом микрорентгеноспектрального анализа доказана эффективность модифицирования сплава 01570 карбидом кремния.

Проведены механические испытания листов из сплава 01570 до и после модифицирования.

Установлено влияние нанодисперсного модификатора карбида кремния β -SiC на структуру и механические свойства алюминиевого сплава 01570. Проведена связь между изменением структуры и повышением механических свойств изучаемого сплава при модифицировании.

Получено измельчения зерна модифицированного сплава 01570, достигнуто однородное распределение легирующих элементов по сечению заготовки, что позволило повысить прочностные свойства сплава на 10 % при удовлетворительной пластичности.

Библиографические ссылки

1. **Вилищук З. В.** Модификаторы высокопрочных алюминиевых сплавов / З. В. Вилищук, Н. Е. Калинина // Матеріали Міжнар. наук.-техн. конф. «Сучасні аспекти металознавства і термічної обробки», Маріуполь, 9–10 верес., 2010 р. – 2010. – С. 80–81.
2. **Калинина Н. Е.** Особенности модифицирования алюминиевых сплавов системы Al–Mg / Н. Е. Калинина, З. В. Вилищук, В. Т. Калинин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 7 (84). – С. 80–83.
3. **Мальцев М. В.** Модифицирование структуры металлов и сплавов / М. В. Мальцев. – М. : Металлургия, 1964. – 214 с.
4. **Неменюк Б. М.** Теория и практика комплексного модифицирования силуминов / Б. М. Неменюк. – Л. : Технопринт, 1999. – 272 с.
5. Получение нанокристаллических композиций управляемым плазмохимическим синтезом / В. Т. Калинин, А. С. Дудников, А. Я. Качан, Н. Е. Калинина // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 1 (15). – С. 86–90.

Надійшла до редколегії 05.10.2013.

УДК 629.78.01

Н. В. Коломієць

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ПОБУДОВА НИЗЬКООРБІТАЛЬНОЇ ГРУПИ СУПУТНИКІВ ДВИГУНОМ МАЛОЇ ТЯГИ

Розглянуто задачу побудови низькоорбітальної групи супутників шляхом введення до існуючої нового супутника з компланарної, майже колової орбіти. На основі вибраних допущень та критеріїв оптимізації проведено розрахунок оптимальних траєкторій, визначено області існування оптимальних рішень.

Ключові слова: низькоорбітальне угруповання супутників, двигун малої тяги, збурюючі сили, траєкторія, оптимальне управління, гамільтоніан.

Рассмотрена задача построения низкоорбитальной группы спутников путем введения в существующую нового спутника с компланарной, околокруговой орбиты. На основе выбранных допущений и критериев оптимизации проведен расчет оптимальных траекторий, определены области существования оптимальных решений.

Ключевые слова: низкоорбитальная спутниковая группировка, двигатель малой тяги, возмущающие силы, траектория, оптимальное управление, гамильтониан.

An problem of building low earth orbit satellites constellation was considered. Solution methods were analyzed and an optimal one was chosen for the problem solution. Based on the chosen assumptions and criteria optimization, optimal trajectories were calculated. Areas of the existence of optimal solutions were identified.

Key words: Low Earth Orbit satellites constellation, low thrust engine, perturbation forces, trajectory, optimal control, Hamiltonian.

Вступ. У зв'язку з початком практичного використання електричних ракетних двигунів виник інтерес до проблеми оптимального управління узгодженого руху супутників з двигуном малої тяги. Ускладнення і зростання переліку задач супутників, збільшення тривалості їх активного існування та рівня засміченості навколосезного простору зумовлюють можливість виникнення ситуацій, коли для виконання заданих функцій необхідно виконати маневр, наприклад, з метою зменшення ймовірності зіткнення з іншим космічним об'єктом або підтримання взаємно узгодженого руху космічних апаратів.

Питання формування різних супутникових угруповань є одним із найактуальніших для майбутнього розвитку космічної діяльності. Побудова групи із декількох космічних апаратів, сформованих у жорстку конструкцію, дає можливість відмовитися від використання великогабаритних систем. Відомо, що питомі витрати на розробку, виготовлення, транспортування малих космічних апаратів (КА) істотно менше, ніж для важких багатфункціональних КА [2].

Загалом, стан питання щодо низькоорбітальних маневрів з двигуном малої тяги на сьогоднішній час формулюється як сукупність вирішених задач відносно корекції середньої висоти орбіти, параметрів орбіти (ексцентриситету, довготи висхідного вузла, великої півосі орбіти, фазового положення КА) при трансверсальному, нормальному та керованому напрямку тяги рушійної установки (РУ). При використанні тільки трансверсального або нормального напрямку дії двигуна малої тяги, які у більшості вирішують питання мінімальних витрат палива, встановлені залежності та області включення РУ, які полягають у незначній зміні параметрів орбіти за один виток і можуть бути доцільними тільки для маневрів корекції та підтримання орбіти у зв'язку із встановленою залежністю часу корекції віднос-

но потрібної кількості витків. У випадку оптимізованих відносно питань швидкості маневрів використовують керований напрямок РУ [5, 6].

Постановка завдання. Розглядається задача керування двигуном малої тяги групи супутників з метою введення до групи додаткового, резервного КА.

Приймається трансверсальний напрямок дії рушійної установки малої тяги. Положення супутника, який вводиться, а також номінальна орбіта знаходяться у площині початкової орбіти групи супутників, щільність атмосфери задається таблично і апроксимується при розв'язанні крайової задачі, маса супутника змінюється з часом.

Задача формулюється таким чином: необхідно знайти оптимальну траєкторію руху додаткового супутника відносно угруповання з урахуванням таких критеріїв: час побудови нової групи супутників, витрати палива. Збурений рух супутника описується системою диференціальних рівнянь

$$\dot{\bar{x}} = \frac{d}{dt} \begin{Bmatrix} \bar{r} \\ \bar{v} \\ m \end{Bmatrix} = \begin{cases} \bar{v} \\ -\mu \frac{\bar{r}}{r^3} + \frac{\bar{P}}{m} + \bar{a}_p, \\ -\frac{|\bar{P}|}{I_s g} \end{cases}$$

де \bar{r} , \bar{v} , m – радіус-вектор положення, швидкість та маса супутника; \bar{P} , I_s , μ – сила тяги, питома тяга рушійної установки та гравітаційна стала; \bar{a}_p – збурювальні прискорення, які зумовлені несиметричністю гравітаційного поля Землі та щільністю атмосфери.

Приймається, що розглянутий космічний маневр, заданий деякими характеристиками початкової і кінцевої орбіт, виключає ймовірність виродження ($e \neq 0$, $i \neq 0$). Супутник має електричний ракетний двигун з певними значеннями питомого імпульсу і тяги. Передбачається, що існує можливість вмикати і вимикати електричний ракетний двигун, а сам закон включення-виключення двигуна може бути вибраний і є управлінням, що підлягає оптимізації.

Чисельні методи. Для вирішення поставленої оптимізаційної задачі використовують такі методи [2, 4–6]:

1. **Прямий метод.** Розв'язує двохточкову крайову задачу.

Переваги: розв'язок гладкий і досить точний.

Недоліки: важко сходиться процес розв'язання, складно обрати початкові припущення.

2. **Непрямий метод.** Перетворює задачу оптимального управління у параметричну задачу оптимізації шляхом дискретизації.

Переваги: легше сходиться, ніж непрямий метод, кількість параметрів оптимізації можна збільшити.

Недоліки: потребує значного часу обчислення, рішення не є гладким.

3. **Гібридний метод.** Дозволяє не враховувати умови трансверсальності. Базується на методі послідовного квадратичного програмування і є компромісом між прямим і непрямим методом.

У даній роботі для вирішення поставленої задачі використаний третій метод, який має істотні переваги перед двома першими.

Існуючі результати [1, 2] свідчать, що відчутний вплив трансверсальної тяги позначається на величині фокального параметра та ексцентриситету. Це істотно, якщо розглядати питання зміни фазового положення супутників і виража-

ється в різниці висот орбіт і періодів обертання між супутниками у разі різних імпульсів прирощення швидкості. Для вирішення цієї проблеми використаний такий метод. На витку з періодом обертання T задаються три ділянки руху – розгін від $(0; t)$, пасивні рух від $(t; T-t)$ і гальмування $(T-t; T)$ при $t \leq T/2$. Подібний метод дав можливість здійснювати зсув фазового положення супутника на величину $7-10^\circ$ за виток (пасивна ділянка відсутня $t = T/2$) без істотних змін інших параметрів орбіти.

Математична модель. У спрощеному вигляді система збуреного руху супутника описується таким чином:

$$\frac{dx_i}{dt} = f_i(x_1, x_2, \dots, x_n, u_1, u_2, \dots, u_m), \quad i = \overline{1, n}$$

або у векторному вигляді

$$\frac{dx}{dt} = f(x, u),$$

де $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ та $f = (f_1, f_2, \dots, f_n)$ – n -мірні вектори; $u = (u_1, u_2, \dots, u_m)$ – m -мірний вектор управління; вектор x – фазовий вектор системи або вектор стану.

Потрібно серед допустимих управлінь $u(t)$, $t_0 \leq t \leq t_1$, тобто кусково-безперервних вектор-функцій $u(t) \in U$, що переводять фазову точку системи із заданого початкового положення x^0 ($x(t_0) = x^0$) у задане кінцеве положення x^1 ($x(t_1) = x^1$), знайти управління і траєкторію, що обумовлюють мінімум функціоналу

$$J = \int_{t_0}^{t_1} \left(k + \left| \delta \frac{n \cdot m}{I_s} \right| \right) dt,$$

де k – деяке позитивне число; n, m, I_s, δ – тягоозброєнність, маса, питома тяга та функція-перемикання роботи рушійної установки супутника.

Цей функціонал є лінійною комбінацією двох функціоналів

$$J_1 = \int_{t_0}^{t_1} dt \quad \text{та} \quad J_2 = \int_{t_0}^{t_1} \left| \delta \frac{n \cdot m}{I_s} \right| dt,$$

один з яких відповідає задачі максимальної швидкодії, а другий – мінімізації витрат палива. Число k є ваговим коефіцієнтом, за допомогою якого встановлюється компроміс між цими двома критеріями.

Задача розв'язується шляхом використання принципу максимуму Понтрягіна [3], що дозволяє звести оптимізаційну задачу до крайової для системи диференціальних рівнянь. Побудова гамільтоніану, відносно критеріїв оптимізації, складає вагомий труднощі стосовно використання принципу максимуму. У випадку обраної системи рівнянь збуреного руху та функціоналу, гамільтоніан набере вигляду

$$H = \bar{\lambda}_r \cdot \bar{v} + \bar{\lambda}_v \left(-\mu \frac{\bar{r}}{r^3} + \frac{\bar{P}}{m} + \bar{a}_p \right) - \bar{\lambda}_r \frac{|\bar{P}|}{I_s}.$$

Загалом для розв'язання задач оптимізації траєкторій КА з двигунами малої тяги використовують різноманітні модифікації методу Ньютона, але їх використання вагомо залежить від вибраних початкових умов, що іноді призводить до виродження розв'язку. За умов роботи рушійної установки малої тяги на управління накладається обмеження

$$P = \delta \cdot P_{\max}, \quad -1 \leq \delta \leq 1.$$

Унаслідок зроблених припущень остаточною системою для вирішення та крайових умов формально матиме вигляд:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = f(\bar{x}(t), \bar{u}(t), t); & \frac{\partial H}{\partial \bar{u}} = 0, & x(t_0) = x_0; \\ \dot{\bar{\lambda}} = -\frac{\partial H}{\partial \bar{x}}; & & x(t_k) = x_k. \end{cases}$$

Відповідно до структури угруповання та залежністю збільшення радіуса кругової орбіти за один виток від тягоозброєності, складаються вирази щодо встановлення крайових умов. За умови зменшення кутової відстані між супутниками на кінцевій орбіті слід встановити такі крайові умови, щоб введення додаткового супутника було можливим, врахувавши його динаміку руху відносно угруповання.

Крайові умови на правому кінці загалом залежать від взаємного розташування супутників на кінцевій орбіті, що можна виразити через аргумент широти:

$$u_i = \Delta u + \frac{2\pi}{i_{\max}}(i-1),$$

де i_{\max} – кількість супутників у кінцевій фазі; Δu – кутове зміщення взаємного положення додаткового супутника відносно угруповання.

Відповідно до [1], за формулою оцінки часу досягнення кінцевої орбіти визначимо кутові відстані, які пройнуть за цей час супутник в угрупованні та окремий супутник:

$$\Delta u_g = \frac{2\pi}{T} \cdot \frac{I_s}{n} \left(1 - \exp \left[-\frac{\sqrt{\mu/r_1}}{I_s g} \left(1 - \sqrt{r_1/r_2} \right) \right] \right); \quad \Delta u^* = \frac{(r_2 - r_1)}{1,7 \cdot g \cdot n \frac{r_1^3}{\mu}},$$

де T – період обертання супутника на номінальній орбіті; r_1, r_2 – радіуси резервної та кінцевої орбіти.

Для задачі оптимізації сумарних витрат палива однією з умов слід передбачити, що кінцеве положення введеного супутника повинно бути в околі вершини нової структури угруповання і сума всіх активних ділянок повинна бути мінімальною.

$$\Delta \varphi_{\max} = \sum_{i=1}^{n-1} 2\pi \left(\frac{i+1}{N_2} - \frac{i}{N_1} \right); \quad \Delta u^* - \Delta u_g = \frac{2\pi}{N_2},$$

де N_1, N_2 – початкова та кінцева кількість супутників у групі.

Зазначені вирази доцільні тільки за умови, що початкове кутове положення супутника, що вводиться, збігається хоча б з одним в угрупованні, в іншому випадку вони коректуються на величину зсуву фаз.

Моделювання. За модель супутника взято параметри угруповання Iridium:

висота робочої орбіти – 780 км;

висота орбіти для резервного супутника – 760 км;

нахилення орбіти – 86,5°;

ексцентриситет – $8,5 \times 10^{-4}$;

маса супутника – 650 кг;

характерна площа – 28 м²;

аеродинамічний коефіцієнт опору – 2,2;

період обертання – 100 хв;

тягоозброєність – 5×10^{-4} ;

питомий імпульс тяги – 800 с.

Розглядається побудова угруповань, при якій до складу початкової групи супутників вводиться додатковий, резервний, супутник. Метою моделювання є пошук траєкторії перельоту, яка забезпечує перехід із початкового положення у кінцеве за умов дотримання геометричної структури, мінімального часу побудови та витрат палива.

Результати розв'язання поставленої задачі представлені на рис. 1–2. На рис. 1 зображено діаграми роботи рушійних установок для угруповання з чотирьох супутників у випадку: а) приймається нульове зміщення початкових фаз між угрупованням і додатковим супутником (кутове положення резервного супутника 4

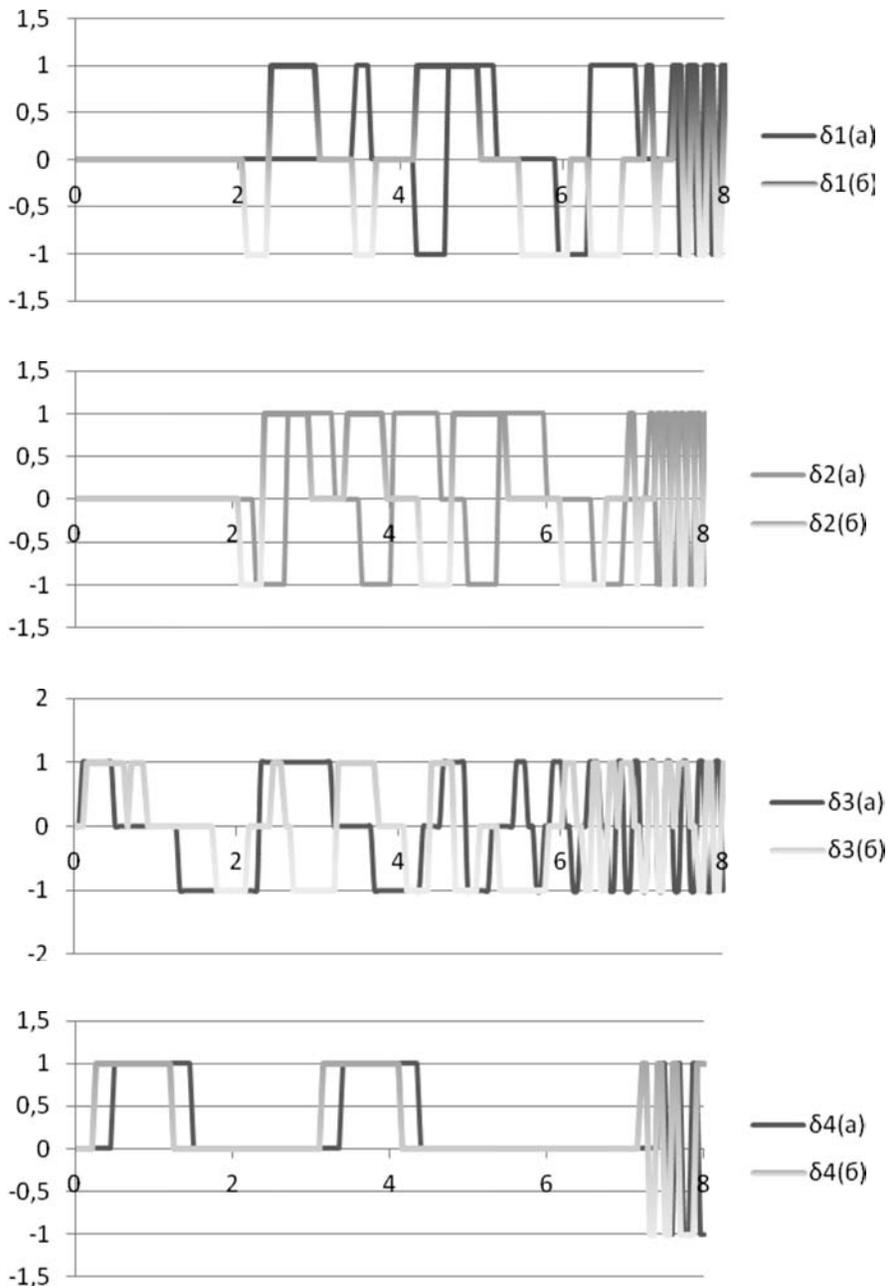
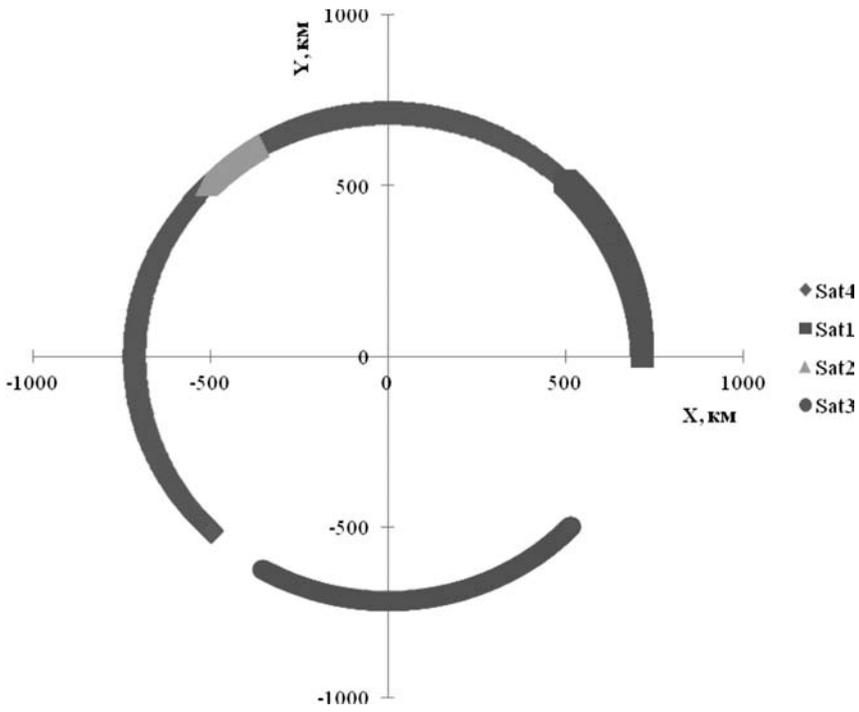
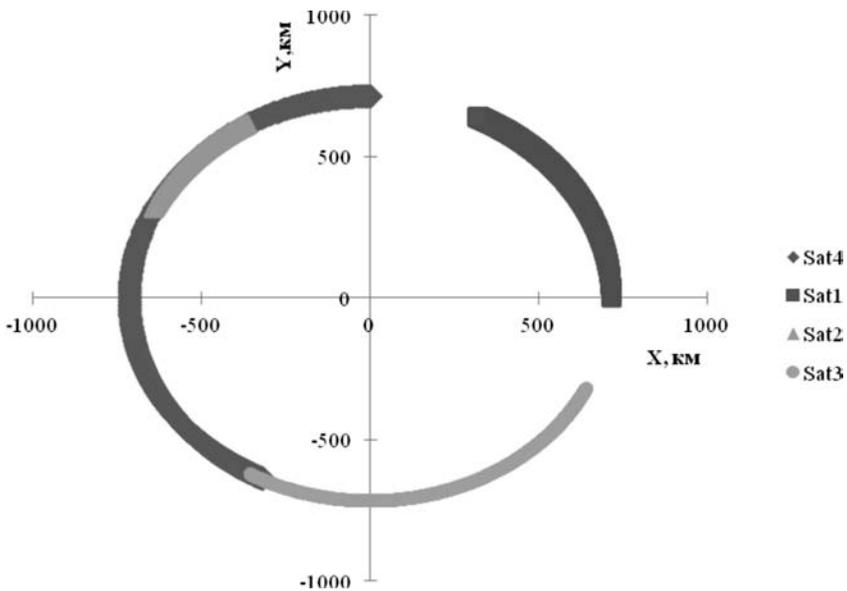


Рис. 1. Діаграми включення двигунів малої тяги групи супутників



а)



б)

Рис. 2. Побудова угруповання з чотирьох супутників.

Приведена траекторія відносно характерної кількості витків зі зміщенням фаз:

- а) $\Delta u = 0^\circ$, час побудови – 579 500 с (98 витків), сумарна характерна швидкість $\Delta v = 8,55$ м/с;
б) $\Delta u = 90^\circ$, час побудови – 732 050 с (126 витків), сумарна характерна швидкість $\Delta v = 10,87$ м/с

збігається з супутником 1); б) приймається зміщення початкових фаз 90° між угрупованням і додатковим супутником (кутове положення резервного супутника 4 знаходиться на осі OY).

З отриманих результатів можна встановити залежність, що час побудови загалом залежить від набутої за виток характерної швидкості та від залежності на скільки рознесені кутові положення КА та початкова і кінцева орбіти і приблизно дорівнює часу, який потрібен для корекції кутового положення у разі найбільшого відхилення, за умови, що різниця висот початкової і кінцевої орбіт, яка виражена часом переходу, достатня для корекції кутового положення групи з урахуванням резервного супутника.

Висновки. Розв'язано задачу оптимального керування узгодженого руху низькоорбітальних супутників в умовах зовнішніх збурюючих сил. Проведено аналіз методів оптимального керування і вибір одного з них, за яким був сформульований алгоритм. За запропонованим алгоритмом розв'язано крайову задачу та побудовано траєкторії перельоту для угруповання.

Запропоновану методику можна розширити шляхом збільшення кількості резервних супутників, задіяних у маневрі.

Бібліографічні посилання

1. **Авдєєв В. В.** Збільшення висоти орбіти космічного апарата малою тягою трансверсального напрямку / В. В. Авдєєв // Космічна наука і технологія. – 2009. – 15, № 1. – С. 9–12.
2. **Лебедев Д. В.** Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов / Д. В. Лебедев, А. И. Ткаченко. – Киев : Наук. думка, 2006. – 298 с.
3. Математическая теория оптимальных процессов / Л. С. Понтрягин, В. Г. Болтянский, Р. В. Гамкрелидзе, Е. Ф. Мищенко. – М. : Наука, 1976.
4. **Наконечний С. І.** Математичне програмування : навч. посіб. / С. І. Наконечний, С. С. Савіна. – К. : КНЕУ, 2003. – 452 с.
5. **Салмин В. В.** Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой / В. В. Салмин, С. А. Ишков, О. Л. Старинова. – Самара : СНЦ РАН, 2006. – 162 с.
6. **Улыбышев Ю. П.** О некоторых актуальных проблемах современной астродинамики: взгляд инженера-практика / Ю. П. Улыбышев // Труды МФТИ. – 2009. – Т. 1, № 32. – С. 40–51.

Надійшла до редколегії 16.05.2013.

УДК 658.011.56

М. Д. Кошовий, Т. Г. Рожнова

Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського «ХАІ»

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ АВІАЦІЙНИХ АЕРОМЕТРИЧНИХ ДАТЧИКІВ ТИСКУ

Запропоновано нові функціональні і конструктивні схеми датчиків тиску, що можуть використовуватися в авіаційному приладобудуванні та порівняно з існуючими мають низку переваг. Датчики знайдуть застосування в системах контролю та діагностики, а також в інформаційно-вимірвальних системах різноманітного призначення для вимірювання тиску.

Ключові слова: методи вимірювання тиску, барометрична інформаційно-вимірвальна система, датчики тиску.

Предложены новые функциональные и конструктивные схемы датчиков давления, которые могут применяться в авиационном приборостроении и имеют ряд преимуществ по сравнению с существующими. Датчики найдут широкое применение в системах контроля и диагностики, а также в информационно-измерительных системах разного назначения для измерения давления.

Ключевые слова: методы измерения давления, датчики давления, барометрическая информационно-измерительная система.

The paper suggests new functional and construction schemes of pressure sensors that can be used in aviation instrumentation and that have a number of advantages in comparison with existing ones. The sensors will find their application in control and diagnostic systems as well as in information measuring systems of various purposes to pressure measurement.

Key words: pressure measurement methods, information and measuring barometric system, pressure sensor.

Постановка завдання. Аналіз існуючих пристроїв для вимірювання тиску [1, 9] показав, що по принципу перетворення тиску в електричний сигнал найбільш широке застосування на літальних апаратах усіх класів знайшли пристрої, у принцип роботи яких покладено пружинний, частотний та волоконно-оптичний методи вимірювання тиску. Вони забезпечують достатньо точне вимірювання тиску у необхідному діапазоні, а також повинні задовольняти вимогам швидкодії, контролепридатності та іншим.

Враховуючи те, що в авіації найчастіше застосовуються індуктивні, частотні та волоконно-оптичні датчики, виникають задачі точного вимірювання та перетворення тиску в цифровий код або частоту.

Мета статті. Проаналізувавши існуючі системи автоматизації процесів вимірювання тиску в аеродинамічних об'єктах та визначивши низку недоліків, пов'язаних із використанням технічно застарілого обладнання, складністю конструкції, низькою технологічністю, обмеженими функціональними можливостями, поставлена мета розробки пристроїв і систем для вимірювання тиску, які дадуть можливість підвищити роздільну здатність, точність, чутливість і швидкість вимірювання вказаного параметра.

Основні матеріали дослідження. Запропоновано пристрій, в якому перетворення інформації від чутливих елементів (сильфонів) виконується фотоелектричним методом за рахунок уведення джерела світла, волоконно-оптичного кабелю і волоконно-оптичного перетворювача [6].

У цьому датчику тиску (рис. 1) запропоновано використовувати світлоносні жили волоконно-оптичного кабелю, входні торці 9 яких розміщені перед стінкою трубки 8 рівномірно по її довжині, а їх вихідні торці з'єднані із фотоприймачами 10. При цьому феромагнітна рідина в одному сильфоні має темний колір, у другому – прозора, а з протилежної стінки трубки розміщено джерело світла 15.

Пристрій працює таким чином. При зміні тиску P_1 об'єм чутливого елемента 1 змінюється і його рухома основа переміщується на деяку величину. Внаслідок цього рухома перегородка 13 також переміщується, прозора і темна рідини займають інше положення, що приводить до того, що будуть засвічені інші торці світлоносних жил, а з виходу пристрою 11 знімається цифровий код, що відповідає новій

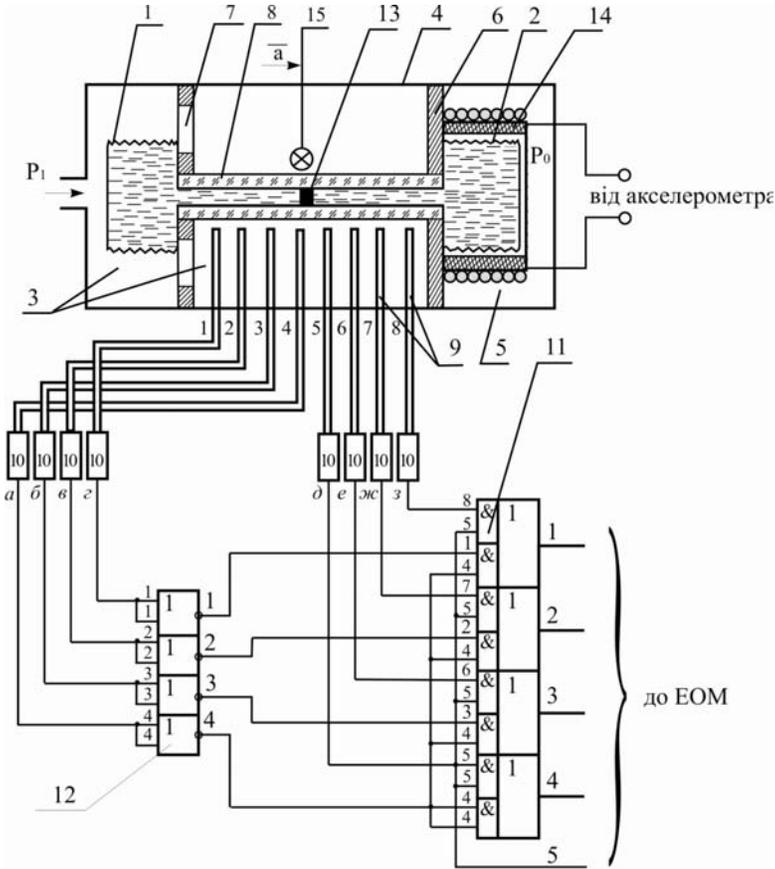


Рис. 1. Функціональна схема фотоелектричного пристрою для вимірювання тиску

- 1, 2 – пружні чутливі елементи у вигляді сильфонів;
- 3 – порожнина герметичного корпусу;
- 4 – герметичний корпус;
- 5 – порожнина герметичного корпусу;
- 6 – теплопровідна перегородка;
- 7 – перегородка, що має отвори;
- 8 – трубка зі скла;
- 9 – торці світлоносних жил волоконно-оптичного кабелю;
- 10 – фотоприймачі;
- 11 – логічний елемент (І-АБО);
- 12 – інвертори;
- 13 – перегородка;
- 14 – обмотка електромагніту;
- 15 – джерело світла.

різниці значень тиску P_1 та P_0 . При цьому сигнал зі світлоносної жили (5) визначає знак цієї різниці. При дії прискорення \vec{a} на обмотку електромагніта 14 подається напруга, величина якої пропорційна діючому на датчик прискоренню \vec{a} . У результаті взаємодії магнітних полів електромагніта та намагніченої феромагнітної рідини остання втягується в чутливий елемент 2.

Застосування запропонованого датчика вимірювання тиску дає можливість підвищити роздільну здатність у 5 разів і зменшити похибку вимірювання в 7 разів у порівнянні з аналогом, принцип роботи якого заснований на електричному методі перетворення тиску. Підвищується також швидкодія пристрою, оскільки швидкість світла значно вища за швидкість руху електронів у металі.

Запропоновано датчики тиску, які фотоелектричним методом перетворюють інформацію, що надходить від чутливого елемента 1, на основі введення джерела світла 7, волоконно-оптичного кабелю 8 і волоконно-оптичного перетворювача 11 [3].

Для підвищення технологічності і спрощення конструкції цих датчиків тиску запропоновано замінити перетворювачі кутового переміщення світлового променя в код на перетворювачі лінійного переміщення в код (рис. 2).

Розкладка вихідних торців світлоносних жил (1–10) волоконно-оптичного кабелю по отворах волоконно-оптичного перетворювача 11 реалізується відповідно до необхідного цифрового коду.

Застосування фотоелектричного датчика тиску дало можливість зменшити похибку вимірювання в 7 разів та підвищити роздільну здатність у 5 разів порівняно з аналогом.

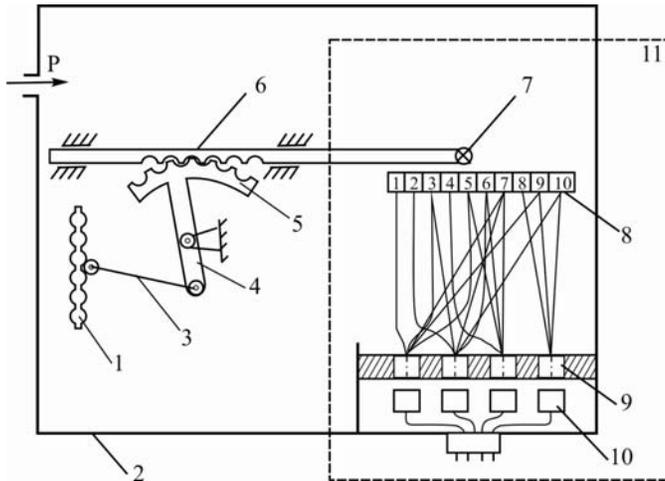


Рис. 2. Функціональна схема датчика тиску з волоконно-оптичним перетворювачем лінійного переміщення в код

- 1 – пружний чутливий елемент;
- 2 – герметичний корпус;
- 3 – шатун;
- 4 – кривошип;
- 5 – зубчастий сектор;
- 6 – зубчаста рейка;
- 7 – джерело світла;
- 8 – вхідні торці волоконно-оптичного кабелю;
- 9 – отвори;
- 10 – фотоприймачі;
- 11 – функціональний волоконно-оптичний перетворювач.

Реалізацію контролю працездатності індуктивного датчика вимірювання тиску запропоновано шляхом порозрядного порівняння схемами 20 вихідних сигналів з обмоток 15–18 двійкового коду і перетворених перетворювачем 19 коду Грея в двійковий код вихідних сигналів з обмоток 11–14 коду Грея (рис. 3). У випадку їх рівності схеми 20 видають сигнал рівня логічної «1» на входи чотирьох-

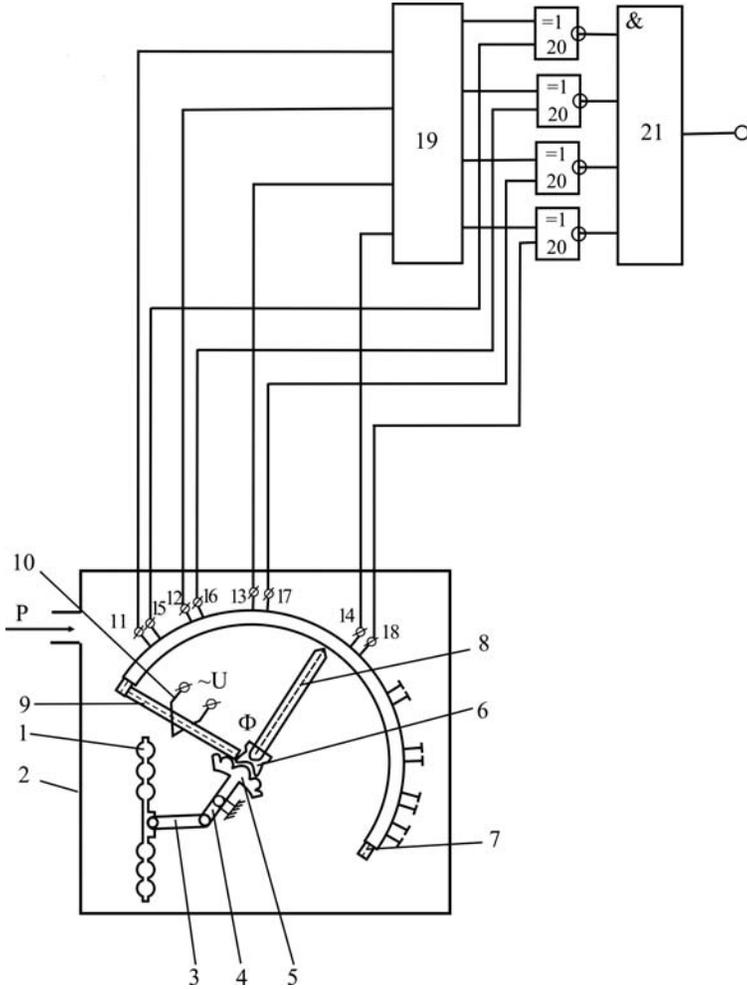


Рис. 3. Функціональна схема датчика тиску з 4-розрядними вихідними кодами у вигляді коду Грея і двійкового коду

- 1 – пружний чутливий елемент;
- 2 – герметичний корпус;
- 3 – шатун;
- 4 – кривошип;
- 5 – зубчастий сектор;
- 6 – трибка;
- 7 – незамкнуте кільцеве осердя;
- 8 – стержневе рухоме осердя;
- 9 – стержневе осердя;
- 10 – обмотка живлення;
- 11–18 – вихідні обмотки;
- 19 – перетворювач коду Грея у двійковий код;
- 20 – схема «вилучення АБО з інверсією»;
- 21 – чотирьохвхідна схема «І».

вхідної схеми 21 «I», а коли сигнали не співпадають – сигнал рівня логічного «0». Якщо хоча б один вхідний сигнал схеми 21 «I» відповідає рівню логічного «0», тоді на виході схеми «I» також буде сигнал рівня логічного «0». У цьому випадку датчик буде непрацездатним. Сигнал рівня логічної «1» на виході схеми «I» відповідає випадку працездатного датчика.

Схема взаємного розміщення і підключення секцій вихідних обмоток 15–18 двійкового коду і секцій вихідних обмоток 11–14 коду Грея показана на рис. 4.

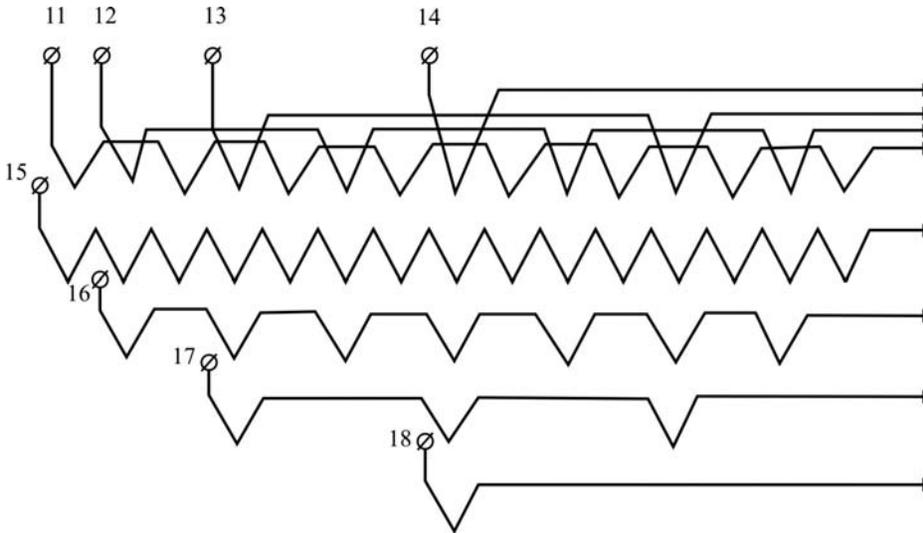


Рис. 4. Схема взаємного розміщення і підключення секцій вихідних обмоток 11–18

Номера секцій, що включені в кожен з вихідних обмоток 11–14 для отримання коду Грея (рис. 4), можна знайти із виразу $2^{m-1}(1 + 2i)$, де m – номер розряду кода, що знімається з відповідної вихідної обмотки; $i = 0, 1, 2, 3, \dots$ – натуральний ряд чисел.

Номера секцій, що включені в кожен з вихідних обмоток 15–18 для отримання двійкового коду, можна знайти із виразу $2^{n-1}(1 + i)$, де n – номер розряду кода вихідного двійкового коду, що знімається з відповідної вихідної обмотки.

Запропоновано індукційний датчик вимірювання тиску [8], принцип роботи якого заснований на визначенні величини вхідного тиску по координатах вимірювальної котушки, яка закріплена на мембранній коробці.

Уведення системи котушок збудження 3 і двохпозиційних вимикачів 2, аналого-цифрового перетворювача 6 і мікроконтролера 7 дало можливість підвищити точність вимірювання і чутливість датчика (рис. 5).

По координатах вимірювальної котушки L6, яка закріплена на мембранній коробці, можна визначити величину вхідного параметра тиску, а також провести аналіз результатів для введення калібруючих поправок і корекцій. У мікроконтролері 7 здійснюється усереднювання і математична обробка результатів вимірювань.

Точність вимірювання і чутливість датчика порівняно з прототипом збільшується в $k - 1$ разів, де k – кількість обмоток збудження.

Запропоновано також ультразвукові датчики тиску [2], які можуть застосовуватися як еталонні, наприклад, для перевірки барометричних висотомірів, а також у різних системах керування тиском, наприклад, у стенді динамічних випробувань системи контролю аеродинамічних параметрів.

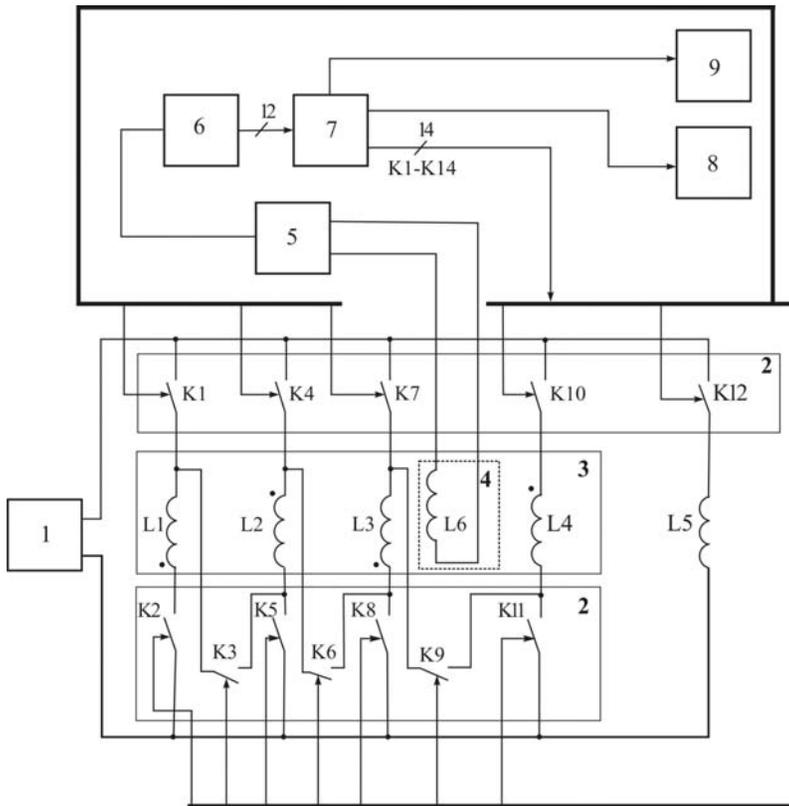


Рис. 5. Функціональна схема індуктивного датчика тиску

- 1 – генератор;
- 2 – система двохпозиційних ключів;
- 3 – обмотки збудження;
- 4 – вимірювальна котушка;
- 5 – смуговий фільтр;
- 6 – аналого-цифровий перетворювач;
- 7 – мікроконтролер;
- 8 – індикатор;
- 9 – інтерфейсний блок.

Висновки. Запропоновані аерометричні датчики тиску із цифровим виходом, сумісні з бортовою обчислювальною машиною і мають вбудований контроль для оцінки їх працездатності, можуть знайти широке застосування в авіаційному приладобудуванні для вимірювання тиску, висоти, швидкості та інших параметрів [5].

Застосування в багатоканальній барометричній інформаційно-вимірювальній системі замість датчиків тиску ДМІ-01 (або ДМІ-03) запропонованих датчиків із цифровим виходом дало можливість вивести із складу системи блок АЦП і зменшити похибку вимірювання в 3,2 рази.

Бібліографічні посилання

1. Измерительные преобразователи систем контроля параметров энергоносителей летательных аппаратов и промышленных топливно-энергетических комплексов / Н. Д. Кошовой, А. В. Заболотный, В. А. Кныш [и др.] // Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки : VII міжнар. наук.-техн. конф., 23–24 квіт. 2009 р. : тези доп. – К., 2009. – Ч. 1. – С. 59–63.

2. **Кошевой Н. Д.** Ультразвуковой датчик давления / Н. Д. Кошевой, Т. Г. Рожнова, Т. А. Шевченко // Приборостроение 2003 : XII междунар. науч.-техн. конф., 16–19 сент. 2003 г. : тезисы докл. – Винница ; Кореиз, 2003. – С. 56–58.
3. **Кошовий М. Д.** Датчики тиску з волоконно-оптичними перетворювачами / М. Д. Кошовий, Т. Г. Рожнова, В. О. Кунич // Вісник Харк. нац. техн. ун-ту сільського господарства імені Петра Василенка. – Х. : ХНТУСГ, 2006. – Вип. 43, т. 2. – С. 128–132.
4. **Кошовий М. Д.** Датчики тиску з цифровим виходом / М. Д. Кошовий, Т. Г. Рожнова // Вісник Східноукр. нац. ун-ту ім. В. Даля. – 2004. – № 12 (82). – С. 121–123.
5. **Кошовий М. Д.** Пристрої та системи для вимірювання тиску / М. Д. Кошовий, Т. Г. Рожнова // Вісник Черкас. держ. технол. ун-ту. – 2005. – № 3. – С. 157–158.
6. Патент на винахід № 58353 А Україна, МКІ⁷ G 01 L 7/06, G 01 L 7/18. Пристрій для вимірювання тиску / Кошовий М. Д., Кошовий О. М., Рожнова Т. Г. ; заявник та власник Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського «ХАІ». – № 2002129565 ; заявл. 02.12.2002 ; опубл. 15.07.2003, Бюл. № 7.
7. Патент на винахід № 58973 А Україна, МКІ⁷ G 01 L 9/00. Датчик тиску / Кошовий М. Д., Кошовий О. М., Рожнова Т. Г. ; заявник та власник Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського «ХАІ». – № 2002129582 ; заявл. 02.12.2002 ; опубл. 15.08.2003, Бюл. № 8.
8. Патент на корисну модель № 14425 Україна, МКВ⁷ G 01 L 9/10. Датчик тиску / Гончаров С. О., Кошовий М. Д., Рожнова Т. Г. ; заявник та власник Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського «ХАІ». – № U 200510966 ; заявл. 21.11.2005 ; опубл. 15.05.2006, Бюл. № 5.
9. Comparative Analysis of Pressure Sensors with Digital Output / N. D. Koshevoy, V. A. Gordienko, O. N. Koshevoy, T. G. Rozhnova // Telecommunication and Radio Engineering. – 2003. – Vol. 60, N 3, 4. – P. 154–156.

Надійшла до редколегії 16.05.2013.

УДК 629.78

В. А. Ларин, А. В. Тищенко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Розглянуто систему управління кутовою орієнтацією малого космічного апарата за допомогою трьох електромагнітів. Виконано імітаційне моделювання і проведено аналіз перехідних процесів.

Ключові слова: система керування, кутова орієнтація, космічний апарат, електромагніти.

Рассмотрена система управления угловой ориентацией малого космического аппарата с помощью трёх электромагнитов. Выполнено имитационное моделирование и проведён анализ переходных процессов.

Ключевые слова: система управления, угловая ориентация, космический аппарат, электромагниты.

The angular control system is considered for small spacecraft using three electromagnets. Imitating modeling is performed and transients are analyzed.

Key words: control system, the angular orientation, spacecraft, electromagnets.

Введение. В настоящее время всё более широко используются малые космические аппараты (КА) вследствие относительно низкой стоимости их разработки, изготовления и вывода на орбиту. На таких КА преимущественно применяются двигатели-маховики как исполнительные органы управления ориентацией КА. Маховики располагаются вдоль главных осей инерции аппарата и создают моменты, обеспечивающие вращение его относительно этих осей. Такая система ориентации отличается большим энергопотреблением, имеет значительный вес, высокую стоимость и недостаточную надёжность. Поэтому перспективным направлением является ориентация КА с использованием магнитного поля Земли (МПЗ), которое взаимодействует с полем электромагнитов, установленных на борту КА. По сравнению с двигателями-маховиками электромагниты (ЭМ) не имеют подвижных частей, обладают низким энергопотреблением, меньше весят и не требуют существенных затрат.

Постановка задачи. Цель данной работы – исследование и разработка системы управления электромагнитами для угловой ориентации и стабилизации малого КА.

Материалы исследования. Для решения задач угловой ориентации и стабилизации проектируемого КА [1] предлагается система, функциональная схема которой приведена на рис. 1. Система угловой ориентации и стабилизации (СУОС) включает в себя фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), трёхосевой магнитометр (ТМ), GPS, бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) с программным обеспечением (ПО), блок управления (БУ) и три ЭМ, расположенные вдоль главных осей инерции аппарата.

При построении СУОС космический аппарат как объект управления (ОУ) рассматривается в двух системах координат (СК): связанной с КА, оси которой направлены вдоль главных осей инерции аппарата ξ, η, ζ (ССК), и связанной с вектором МПЗ – X, Y, Z (МПСК).

Принцип действия электромагнитной системы ориентации основан на взаимодействии магнитного момента КА с МПЗ. Момент этого взаимодействия [1]:

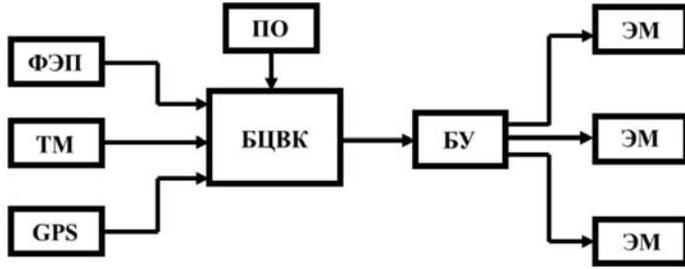


Рис. 1. Функциональная схема СУОС

$$M_{\text{упр}} = L \times B, \tag{1}$$

где L – вектор магнитного момента КА; B – вектор индукции МПЗ.

Динамика КА описывается с помощью параметров Родрига – Гамильтона или кватернионов поворота. Уравнение, связывающее параметры Родрига – Гамильтона и их производные по времени с вектором угловой скорости тела ω , имеет вид [3]:

$$2 \frac{d\lambda}{dt} = \lambda \circ \omega(t), \tag{2}$$

где $\lambda = \lambda_0 + \lambda_1 i_1 + \lambda_2 i_2 + \lambda_3 i_3$ – кватернион, составленный из параметров Родрига – Гамильтона.

В скалярном виде выражение (2) представляет собой систему уравнений:

$$\begin{cases} 2 \frac{d\lambda_0}{dt} = -\omega_1(t)\lambda_1 - \omega_2(t)\lambda_2 - \omega_3(t)\lambda_3; \\ 2 \frac{d\lambda_1}{dt} = \omega_1(t)\lambda_0 + \omega_3(t)\lambda_2 - \omega_2(t)\lambda_3; \\ 2 \frac{d\lambda_2}{dt} = \omega_2(t)\lambda_0 - \omega_3(t)\lambda_1 + \omega_1(t)\lambda_3; \\ 2 \frac{d\lambda_3}{dt} = \omega_3(t)\lambda_0 + \omega_2(t)\lambda_1 - \omega_1(t)\lambda_2. \end{cases} \tag{3}$$

Управление угловой ориентацией осуществляется по двум углам поворота КА вокруг осей вращения X и Y в МПСК. Для ориентации относительно каждой из этих осей используется три ПД регулятора: угла поворота α , угловой скорости ω и углового ускорения $\dot{\omega}$, включенные по схеме подчиненного управления [2]. Сигналы S_1 и S_2 , формируемые каналами управления угловым положением относительно осей X и Y , представляют собой компоненты вектора управляющего воздействия в МПСК, который преобразуется в вектор управляющих воздействий в ССК с помощью матрицы перехода

$$M(p, q) = M(p_0, p_1, p_2, p_3)^{-1} \cdot M(q_0, q_1, q_2, q_3) \cdot K_{EM}, \tag{4}$$

где q_0, q_1, q_2, q_3 – кватернионы положения МПСК; p_0, p_1, p_2, p_3 – кватернионы ориентации ССК; K_{EM} – коэффициент передачи ЭМ в соответствии с выражением:

$$\begin{pmatrix} L_\xi \\ L_\eta \\ L_\zeta \end{pmatrix} = M(p_0, p_1, p_2, p_3)^{-1} \cdot M(q_0, q_1, q_2, q_3) \cdot K_{EM} \cdot \begin{pmatrix} S_1 \\ S_2 \\ 0 \end{pmatrix}. \tag{5}$$

В результате получается три воздействия L_ξ, L_η, L_ζ , каждое из которых управляет соответствующим электромагнитом (рис. 2).

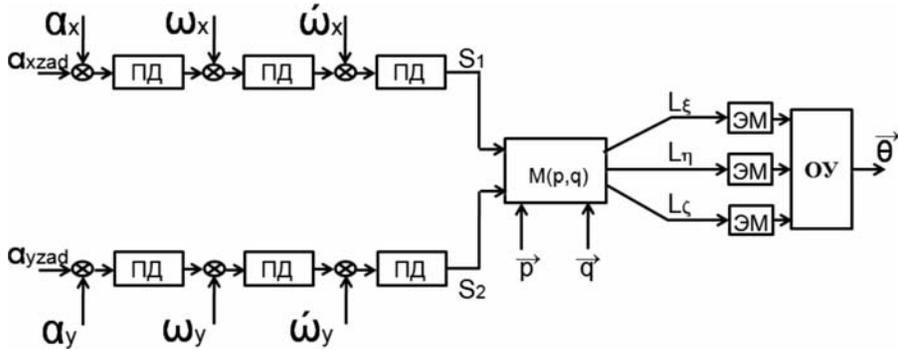


Рис. 2. Структурная схема системы управления угловой ориентацией КА

Управление построено таким образом, чтобы тремя электромагнитами создать вектор магнитного момента L космического аппарата, формирующий момент $M_{упр}$, направленный против угловой скорости КА, которую нужно погасить, и привести его в заданное пространственное положение $\bar{\theta}$.

При математическом моделировании СУОС космический аппарат представлен твердым телом с заданным моментом инерции, которое вращается в пространстве без трения [4] при следующих начальных условиях: $\alpha_{x_0} = 20^\circ, \alpha_{y_0} = -47^\circ, \alpha_{x_{зад}} = 14,5^\circ, \alpha_{y_{зад}} = 13^\circ, \omega_x = 5 \frac{\text{град.}}{\text{с}}, \omega_y = 3 \frac{\text{град.}}{\text{с}}$. Моделирование производилось при случайной ошибке по угловому положению, распределённой по нормальному закону распределения со среднеквадратическим отклонением 10 град. и нулевым математическим ожиданием. В результате получены графики переходных процессов угловой ориентации КА, приведенные на рис. 3, 4.

Согласно рис. 3 угол α_x принял значение 2534,47 град., а $\alpha_y - 732,98$ град. Это значит, что прежде чем застabilizироваться в заданном положении КА совершил семь полных оборотов вокруг оси X и два – вокруг оси Y . Следовательно, достигнута угловая ориентация аппарата с координатами $\alpha_x = 2534,47 - 7 \cdot 360 = 14,47$ град., $\alpha_y = 732,98 - 2 \cdot 360 = 12,98$ град., откуда видно, что разработанная СУОС обеспечила угловую ориентацию аппарата с погрешностью, не превыша-

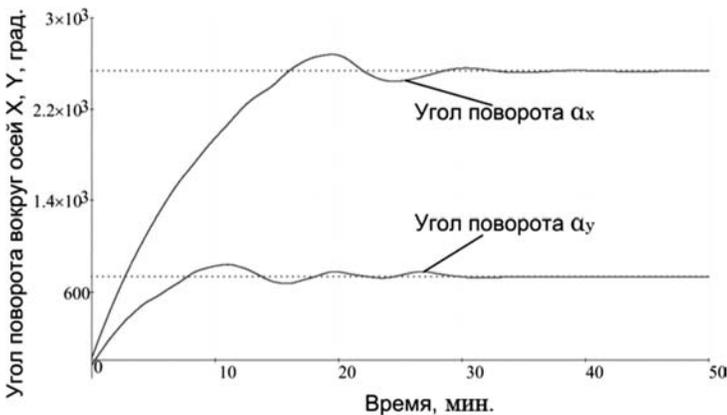


Рис. 3. Переходные процессы изменения углового положения



Рис. 4. Переходные процессы изменение угловых скоростей

ующей 2,0 угловых минут. Рис. 4 свидетельствует, что после завершения ориентации угловые скорости вращения ω_x и ω_y стали равными нулю.

Выводы. Предлагаемая система управления угловой ориентацией способна обеспечить стабилизацию углового положения объекта управления относительно вектора магнитного поля Земли с требуемой степенью точности и может быть применена на малых КА для решения различных научно-исследовательских задач.

Библиографические ссылки

1. **Коваленко А. П.** Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами : учеб. для вузов / А. П. Коваленко. – М. : Машиностроение, 1975. – 248 с.
2. **Садовой А. В.** Системы оптимального управления прецизионными электроприводами / А. В. Садовой, Б. В. Сухинин, Ю. В. Сохина. – Киев : ИСИМО, 1996. – 298 с.
3. **Markley F. L.** Fast quaternion attitude estimation from two vector measurements / F. L. Markley // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – 2002. – March-April.
4. **Svartveit Kristian.** Attitude determination of the NCUBE satellite / Kristian Svartveit ; Norgesteknost – naturvitenskapelige universitet. – 2003. – June.

Надійшла до редколегії 16.05.2013.

УДК 681.518.54

Н. А. Лысенко

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара***ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕШАЮЩИХ ПРАВИЛ КОНТРОЛЯ
В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕННОЙ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ**

Розглянуто питання, пов'язані з побудовою вирішальних правил контролю за експериментальними вибірками вимірювань, які характеризують нормальний стан об'єкта. Для побудови емпіричних вирішальних правил контролю пропонується використовувати методи непараметричної статистики. Проведено дослідження ефективності розпізнавання й порівняльна оцінка емпіричних вирішальних правил, сформованих на основі непараметричних критеріїв омега-квадрат, Вілкоксона, ван дер Вардена та критерію знаків. У результаті чисельного моделювання отримано експериментальні графіки залежностей оцінок середніх ймовірностей виявлення бракованих об'єктів від величини відхилення браку від норми ($\bar{P}_{об}^*(\Delta)$), що дозволяють одержати кількісну оцінку ефективності досліджуваних емпіричних вирішальних правил неруйнівного контролю. Проведено порівняльну оцінку чотирьох емпіричних вирішальних правил, сформованих в умовах обмеженості апіорних даних, з оптимальним вирішальним правилом. У результаті порівняння зроблено висновки про ефективність розпізнавання.

Ключові слова: емпіричне вирішальне правило, контроль, непараметрична статистика, ефективність розпізнавання.

Рассмотрены вопросы, связанные с построением решающих правил контроля по экспериментальным выборкам измерений, характеризующих нормальное состояние объекта. Для построения эмпирических решающих правил контроля предлагается использовать методы непараметрической статистики. Проведено исследование эффективности распознавания и сравнительная оценка эмпирических решающих правил, сформированных на основе непараметрических критериев омега-квадрат, Вилкоксона, ван дер Вардена и критерия знаков. В результате численного моделирования получены экспериментальные графики зависимостей оценок средних вероятностей обнаружения брака от величины отклонения брака от нормы ($\bar{P}_{об}^*(\Delta)$), позволяющие получить количественную оценку распознающей способности исследуемых эмпирических решающих правил неразрушающего контроля. Проведена сравнительная оценка четырех эмпирических решающих правил, построенных в условиях ограниченности апіорных данных, с оптимальным решающим правилом. В результате сравнения сделаны выводы об эффективности распознавания.

Ключевые слова: эмпирическое решающее правило, контроль, непараметрическая статистика, эффективность распознавания.

In the given article the problems linked with construction of solving rules of the control on experimental samples of measurements, characterising an object normal state are considered. For construction of empirical solving rules of the control it is offered to use methods of nonparametric statistics. Research of efficiency of a recognition and a comparative estimation of the empirical solving rules formed on the basis of nonparametric criteria an omega-square, Vilkoksona, the van der Waerden and a sign test is conducted. As a result of numerical simulation experimental plots of the average estimates of probability of detection of reject on the deviation from the norm of reject ($\bar{P}_{об}^*(\Delta)$) are received. Quantitative estimations of recognition ability of examined empirical solving rules of non-destructive testing are obtained. Also the comparative estimation optimum solving rule and four empirical decision rules, constructed in the conditions with limited prior data, is produced. As a result of comparison conclusions about efficiency of recognition are made.

Key words: empirical solving rule, control, nonparametric statistics, efficiency of recognition.

Введение. Важным этапом любой технологии неразрушающего контроля является построение решающих правил контроля. В случае, когда в результате предварительных исследований получены выборки измерений информативных параметров, характеризующих нормальное и дефектное состояние объектов контроля, используется теория статистического распознавания [4]. Однако часто, на практике, эталонов брака не существует, и необходимо сравнивать объекты контроля только с одним эталоном – эталоном нормы. В связи с этим актуальной является задача формирования эффективных эмпирических решающих правил контроля в условиях ограниченной априорной информации.

Постановка задачи. Рассмотрим задачу проектирования информационно-измерительных технологий неразрушающего контроля в условиях недостатка исходных данных об объектах, находящихся в состоянии брака. В этом случае имеет место ограниченная априорная информация. Если информативные параметры объектов контроля по своей физической природе являются случайными величинами с неизвестными законами распределения вероятностей, то формирование решающих правил контроля можно реализовать на основе критериев непараметрической статистики, используемых для исследования однородности двух выборок измерений [2, 3, 7–10]. Это такие критерии, как критерий знаков, омега-квадрат, Вилкоксона, ван дер Вардена.

Целью данной работы является сравнительная оценка эффективности эмпирических решающих правил контроля, сформированных на основании указанных критериев однородности выборок.

Основная часть. Актуальными, с практической точки зрения, являются непараметрические критерии, эффективно работающие при наличии коротких выборок ($n < 50$, n – длина выборки). Одним из таких является критерий омега-квадрат (ω^2) [6]. Этот критерий также называется критерием Колмогорова – Смирнова – Мизеса и в качестве показателя близости двух выборок измерений использует интегральный квадрат разности их эмпирических функций распределения. Для определения показателя близости применяется формула

$$V = \frac{1}{n_1 + n_2} \left[\frac{1}{n_2} \sum_{i=1}^{n_1} (R(x_{1i}) - r(x_{1i}))^2 + \frac{1}{n_1} \sum_{i=1}^{n_2} (R(x_{2i}) - r(x_{2i}))^2 \right] - \frac{4n_1n_2 - 1}{6(n_1 + n_2)},$$

где $r(x_{1i})$ и $r(x_{2i})$ – собственные ранги измерений первой и второй выборок; $R(x_{1i})$ и $R(x_{2i})$ – ранги измерений первой и второй выборок в объединенной выборке измерений. Ранги вычисляются по формулам:

$$r(x_{1i}) = \sum_{k=1}^{n_1} \text{sgn}(x_{1i} - \xi_{1k}); \quad r(x_{2i}) = \sum_{k=1}^{n_2} \text{sgn}(x_{2i} - \xi_{2k});$$

$$R(x_{1i}) = \sum_{k=1}^{n_1+n_2} \text{sgn}(x_{1i} - \xi_k); \quad R(x_{2i}) = \sum_{k=1}^{n_1+n_2} \text{sgn}(x_{2i} - \xi_k),$$

где ξ_{1k} – упорядоченные измерения первой выборки; ξ_{2k} – упорядоченные измерения второй выборки; ξ_k – упорядоченные измерения объединенной выборки; $\text{sgn}(x)$ – функция положительного единичного скачка. Решение об однородности двух выборок должно приниматься в соответствии с правилом:

$$\text{если } V < V_0, \quad (1)$$

то выборки однородны и имеют один и тот же закон распределения вероятностей. Значения порогов сравнения для вероятностей правильных решений P приведены в табл. 1 [5].

Ранговые критерии однородности выборок Вилкоксона (Манна – Уитни) и ван дер Вардена также не требуют знания законов распределения вероятностей

Таблиця 1

Значения порогов сравнения для вероятностей правильных решений P

P	0,95	0,97	0,98	0,99	0,995	0,999
V_0	0,461	0,549	0,620	0,743	0,864	1,168

исследуемых выборок $x_{11}, x_{12}, \dots, x_{1n_1}$ и $x_{21}, x_{22}, \dots, x_{2n_2}$. Показатели формируются на основе рангов $R(x_{1i})$ и $R(x_{2j})$:

$$R(x_{1i}) = \sum_{k=1}^{n_1+n_2} \operatorname{sgn}(x_{1i} - \xi_k); \quad R(x_{2j}) = \sum_{k=1}^{n_1+n_2} \operatorname{sgn}(x_{2j} - \xi_k),$$

где ξ_k – упорядоченная обобщенная выборка, сформированная на основе двух исследуемых выборок.

Показатели близости двух выборок по критерию Вилкоксона определяется по формулам:

$$W_1 = \frac{\bar{R}_1 - \frac{n_1 + n_2 + 1}{2}}{\sqrt{\frac{n_2(n_1 + n_2 + 1)}{12n_1}}}; \quad W_2 = \frac{\frac{n_1 + n_2 + 1}{2} - \bar{R}_2}{\sqrt{\frac{n_1(n_1 + n_2 + 1)}{12n_2}}},$$

где $\bar{R}_1 = \frac{1}{n_1} \sum_{i=1}^{n_1} R(x_{1i})$, $\bar{R}_2 = \frac{1}{n_2} \sum_{j=1}^{n_2} R(x_{2j})$ – средние значения рангов. Поскольку $W_1 = W_2$, это свойство можно использовать для проверки правильности вычислений.

Решающее правило определения однородности по критерию Вилкоксона записывается как проверка неравенства

$$|W_1| \leq W_0, \quad (2)$$

где W_0 – граничное значение и определяется по формуле

$$W_0 = \Psi\left(\frac{1+P}{2}\right),$$

где $\Psi(z)$ – функция, обратная интегралу вероятности Гаусса; P – надежность принятия решения. Например, при $P = 0,95$ $W_0 = 1,96$. При меньших значениях n_1 и n_2 порог W_0 определяется по таблицам математической статистики.

Ван дер Варден исследовал суммы функций [1]:

$$s_1 = \sum_{i=1}^{n_1} \Psi\left[\frac{R(x_{1i})}{n_1 + n_2 + 1}\right]; \quad s_2 = \sum_{j=1}^{n_2} \Psi\left[\frac{R(x_{2j})}{n_1 + n_2 + 1}\right].$$

Так как $\Phi(x) = 1 - \Phi(-x)$ и $\Psi(t) = \Psi(1 - t)$, то сумма $s_1 + s_2$ всегда равна нулю. Показатель ван дер Вардена s при $n_1 > 20$ и $n_2 > 20$ – нормальная случайная величина с нулевым математическим ожиданием и дисперсией

$$D[s_1] = D[s_2] = \frac{n_1 n_2}{(n_1 + n_2)(n_1 + n_2 - 1)} \sum_{i=1}^{n_1+n_2} \Psi^2\left(\frac{i}{n_1 + n_2 + 1}\right).$$

Показатель близости двух выборок сформирован в виде:

$$q = \frac{\sum_{j=1}^{n_1} \Psi\left[\frac{R(x_{1j})}{n+1}\right]}{\sqrt{\frac{n_1 n_2}{n(n-1)} \sum_{i=1}^n \Psi^2\left(\frac{i}{n+1}\right)}},$$

где $n = n_1 + n_2$. Решающее правило определения однородности по критерию ван дер Вардена имеет вид неравенства:

$$|q| \leq q_0, \quad (3)$$

где q_0 – граничное значение и определяется как $q_0 = \Psi\left(\frac{1+P}{2}\right)$; $\Psi(z)$ – функция, обратная интегралу вероятности Гаусса; P – вероятность принятия правильного решения.

Рассмотрим еще один критерий, один из простейших с вычислительной точки зрения – критерий знаков [5]. Он основан на разности двух выборок случайных величин $x_{11}, x_{12}, \dots, x_{1n}$ и $x_{21}, x_{22}, \dots, x_{2n}$. Очевидно, что если выборки имеют один и тот же закон распределения вероятностей, то их разность должна иметь симметричное распределение вероятностей с нулевым математическим ожиданием. Сформулируем и исследуем функцию знаков $z(k) = \text{sign}(x_{1k} - x_{2k})$ которая может принимать только три значения: +1, если $z(k) > 0$; -1, если $z(k) < 0$ и ноль, если $z(k) = 0$. Очевидно, что для симметричных распределений вероятность того, что $z(k) > 0$ равна вероятности того, что $z(k) < 0$ и эти вероятности равны 0,5. Определим число положительных m_1 и отрицательных m_2 разностей

$$m_1 = \sum_{k=1}^n \text{sgn}(z(k) - 0,5); \quad m_2 = \sum_{k=1}^n \text{sgn}(-z(k) - 0,5).$$

Случайные величины m_1 и m_2 имеют биномиальные законы распределения вероятностей:

$$P_m(m_1 / 0,5) = C_m^{m_1} (0,5)^{m_1} (0,5)^{m-m_1};$$

$$P_m(m_2 / 0,5) = C_m^{m_2} (0,5)^{m_2} (0,5)^{m-m_2},$$

где $m = m_1 + m_2$.

С вероятностью P должно соблюдаться неравенство

$$\frac{m}{2} - \frac{\sqrt{m}}{2} \Psi\left(\frac{1+P}{2}\right) \leq m_1 \leq \frac{m}{2} + \frac{\sqrt{m}}{2} \Psi\left(\frac{1+P}{2}\right). \quad (4)$$

Если оно выполняется, то следует принимать решение от однородности исследуемых выборок случайных величин.

Все рассмотренные критерии однородности потенциально могут быть использованы для построения эмпирических решающих правил контроля. Чтобы ответить на поставленные задачи проведем вычислительные эксперименты и сравним эффективность распознавания эмпирических решающих правил, сформированных различными способами.

Результаты исследования. Для сравнения эффективности эмпирических решающих правил, разработанных на основе критериев однородности омега-квадрат, Вилкоксона, ван дер Вардена и критерия знаков был проведен вычислительный эксперимент. Функциональная схема вычислительного эксперимента представлена на рис. 1. Для описания чувствительности алгоритмов построения решающих правил использовалась величина отклонения брака от нормы

$$\Delta = \frac{2|M_1 - M_2|}{\sqrt{D_1} + \sqrt{D_2}},$$

где M_1 и D_1 – математическое ожидание и дисперсия измерений, характеризующих нормальное состояние объекта контроля, а M_2 и D_2 – математическое ожидание и дисперсия измерений, характеризующих дефектное состояние объекта контроля.

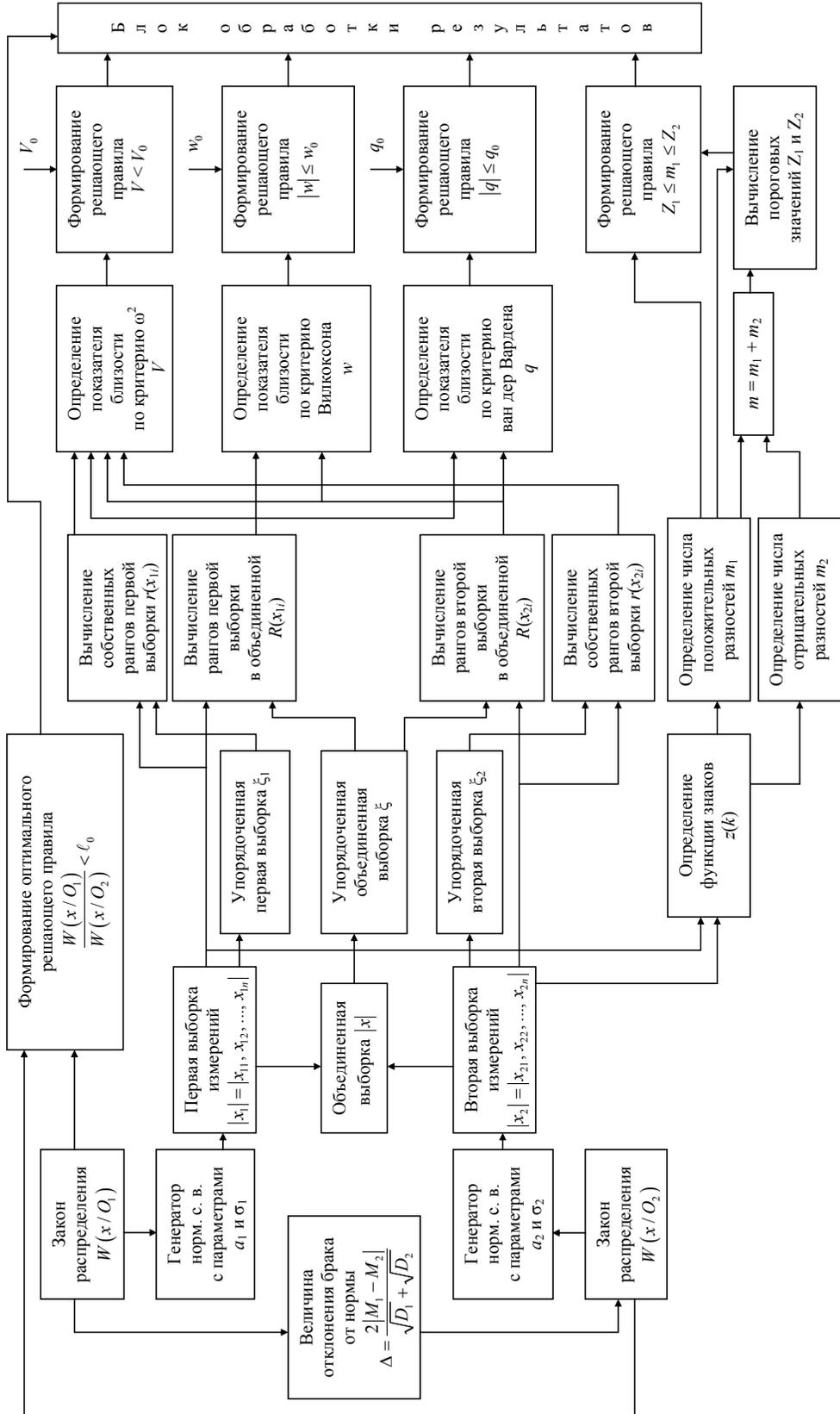


Рис. 1. Функциональная схема вычислительного эксперимента для исследования решающих правил контроля, сформированных на основе критериев ω^2 , Вилкоксона, ван дер Вардена, знаков

Для експеримента генерировались выборки измерений с нормальным, релеевским и экспоненциальным законами распределения. Для выборок с каждым законом распределения исследовалось влияние на эффективность правильного распознавания величины Δ и влияние длины исследуемых выборок. В качестве показателя эффективности выбрана средняя вероятность обнаружения брака \bar{P}_{OB} , которая для решающего правила по критерию омега-квадрат (1) определялась следующим образом:

$$\bar{P}_{OB} = 1 - \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k \text{sgn}(V_j - V_0),$$

где k – количество экспериментальных выборок. Аналогичным образом средняя вероятность обнаружения брака вычислялась для решающих правил (2), (3) и (4). В результате проведения 1 тыс. экспериментов были получены оценки \bar{P}_{OB1}^* , \bar{P}_{OB2}^* и \bar{P}_{OB3}^* – для выборок случайных величин различной длины ($n = 10; 25; 50; 100$) с нормальным, релеевским и экспоненциальным законами распределения. Полученные графики зависимостей $\bar{P}_{OB}^*(\Delta)$ для четырех эмпирических решающих правил контроля подтвердили непараметричность используемых критериев.

Схема вычислительного эксперимента на рис. 1 предусматривает также сравнение эмпирических решающих правил, построенных по критериям однородности, с оптимальным решающим правилом. Так как изучаемые критерии однородности являются непараметрическими, то для исследований достаточно разработать модель аналитического оптимального решающего правила для простого случая, когда выборки измерений имеют нормальное распределение. Записав оптимальное решающее правило для нормальных случайных величин и выразив вероятность обнаружения брака, получим

$$P_{OB}^{opt}(\Delta) = \Phi\left[\sqrt{n}\Delta + \Psi(1 - P)\right],$$

где $\Phi(x)$ – интеграл вероятности Гаусса; $\Psi(x)$ – функция, обратная интегралу вероятности Гаусса; P – вероятность принятия правильного решения. На рис. 2 представлены графики зависимостей $P_{OB}^{opt}(\Delta)$ оптимального решающего правила, построенного для нормальных случайных величин.

На рис. 3 представлены графики зависимостей $P_{OB}^{opt}(\Delta)$ оптимального решающего правила в одном масштабе с графиками зависимостей $\bar{P}_{OB}^*(\Delta)$ для четырех исследуемых эмпирических решающих правил.

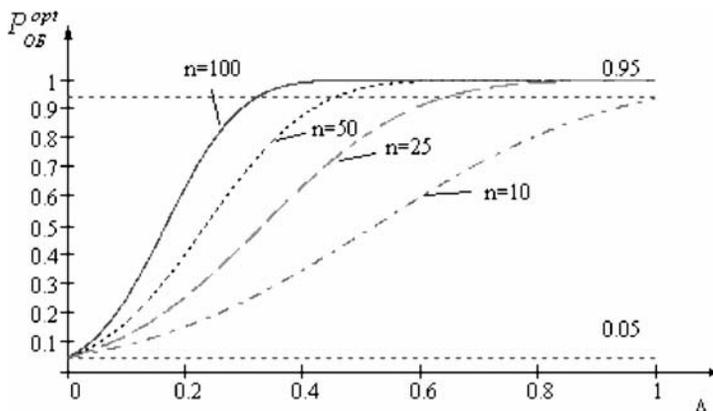
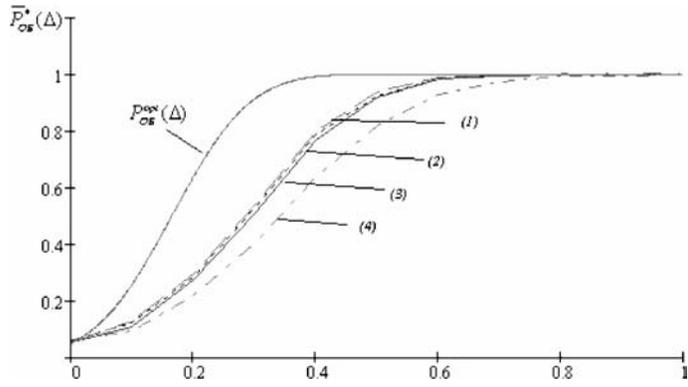
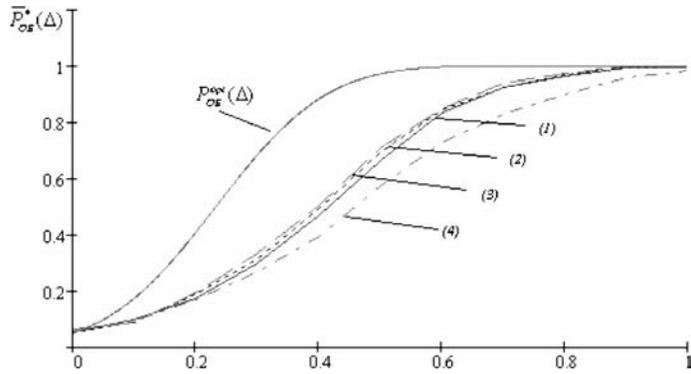


Рис. 2. Графики зависимостей $P_{OB}^{opt}(\Delta)$ для оптимального решающего правила, построенного для нормальных случайных величин

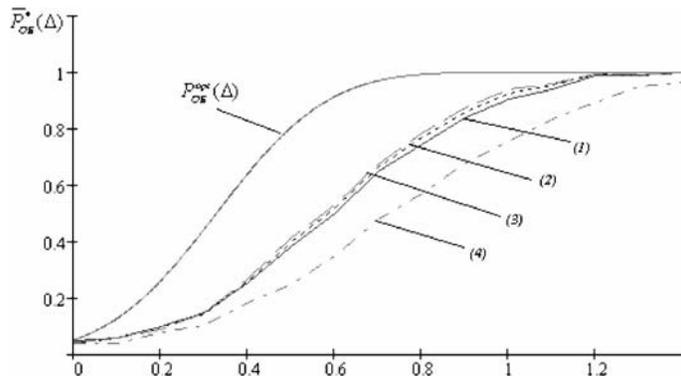
$n_1 = n_2 = 100$



$n_1 = n_2 = 50$



$n_1 = n_2 = 25$



$n_1 = n_2 = 10$

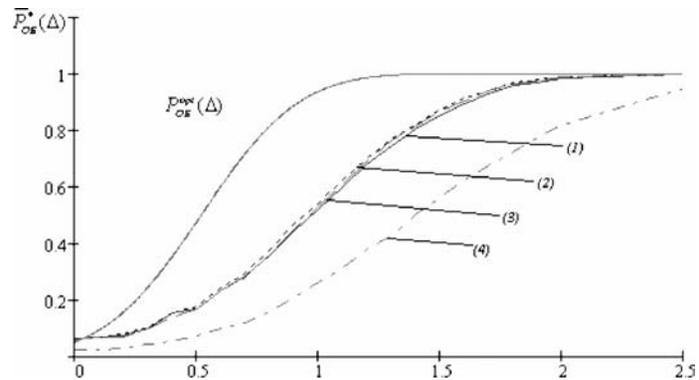


Рис. 3. Зависимості $\bar{P}_{OB}^*(\Delta)$ для чотирьох досліджуваних емпіричних рішення правил (1 – критерій омега-квадрат, 2 – Вилкоксона, 3 – ван дер Вардена, 4 – знаків) і $P_{OB}^{opt}(\Delta)$ для оптимального рішення правила

Из анализа полученных зависимостей следует, что эмпирическое решающее правило на основе критерия знаков работает хуже других трех решающих правил, что и следовало ожидать, так как за легкость и простоту вычислений приходится платить, в данном случае эффективностью обнаружения брака. При использовании длинных экспериментальных выборок ($n_1 = n_2 = 100$) решающее правило на основе критерия знаков уступает более сложным решающим правилам лишь на 16–17 %, но с уменьшением длины выборок отрыв стремительно возрастает. При $n_1 = n_2 = 10$ данное решающее правило хуже других исследуемых правил принятия решения в среднем на 34–35 %. Графики на рис. 3 также демонстрируют снижение обнаруживающей способности всех исследуемых решающих правил с уменьшением длины исходных выборок. Количественно данное ухудшение можно оценить следующим образом. При сокращении длины исследуемых выборок в 2 раза (от 100 до 50) наблюдается падение эффективности в среднем на 31–32 %; при уменьшении длины выборок еще в 2 раза (от 50 до 25) эффективность снижается еще на 35–38 %; и, наконец, если выборку сократить от 25 до 10 (в 2,5 раза), то ухудшение работоспособности решающих правил произойдет в среднем на 45–60 %, в зависимости от критерия однородности, положенного в основу формирования исследуемых решающих правил. На рис. 3 преимущество решающих правил на основе критериев ω^2 , Вилкоксона и ван дер Вардена над правилом с использованием критерия знаков очевидно. Однако сложно определить наиболее эффективное из трех оставшихся решающих правил, так как графики $\bar{P}_{об}^*(\Delta)$ проходят очень близко друг к другу. Для сравнительной оценки эффективности эмпирических решающих правил определим численные значения Δ для $P_{об} = 0,95$ для каждого из исследуемых решающих правил. Полученные значения Δ приведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения Δ для $P_{об} = 0,95$ для исследуемых эмпирических и оптимального решающих правил

$n_1 = n_2$	Оптимальное решающее правило	Критерий ω^2	Критерий Вилкоксона	Критерий ван дер Вардена	Критерий знаков
100	0,329	0,55	0,545	0,54	0,65
50	0,465	0,76	0,76	0,74	0,895
25	0,658	1,12	1,1	1,05	1,31
10	1,041	1,78	1,77	1,76	2,52
Среднее отклонение от оптимального р. п., %		50,71	49,94	47,85	69,55
Ранг метода		3	2	1	4

Из анализа результатов табл. 2 следует вывод о том, что наиболее чувствительным и эффективным является эмпирическое решающее правило на основе критерия ван дер Вардена. Правило на основе критерия Вилкоксона по эффективности уступает ему на 2 %, на основе критерия ω^2 – на 3 %, а решающее правило с использованием критерия знаков – на 24 %. Приведенные в табл. 2 средние отклонения от оптимального решающего правила показывают, что недостаток априорной информации о контролируемых объектах не позволяет построить эмпирическое решающее правило на основе исследуемых критериев однородности, близкое по эффективности к оптимальному решающему правилу.

Выводы. Путем проведения вычислительных экспериментов были исследованы различные алгоритмы формирования эмпирических решающих правил контроля при ограниченной априорной информации о контролируемых объектах. В результате проведенных исследований сделаны следующие выводы:

1. Из четырех исследуемых эмпирических решающих правил, построенных на основе непараметрических критериев, наиболее чувствительным и эффективным оказалось правило с использованием критерия ван дер Вардена. За ним следует решающее правило на основе критерия Вилкоксона (снижение эффективности на 2 %), далее решающее правило на основе критерия ω^2 (в среднем на 3 %) и, наконец, эмпирическое решающее правило на основе критерия знаков (в среднем на 24 %).

2. Если исходные выборки длинные ($n_1 = n_2 = 100$) и требования к браку не высокие, т. е. допускается отклонение от нормы $\Delta = 0,65$, то для распознавания можно применять решающее правило на основе простейшего из критериев – критерия знаков.

3. При уменьшении длины выборок ($n_1 = n_2 \leq 50$) эффективность решающего правила на основе критерия знаков значительно уступает более сложным правилам, что делает его применение нецелесообразным и вычислительная простота данного правила теряет свою привлекательность.

4. При отсутствии информации о контролируемых объектах, находящихся в состоянии брака, нельзя построить эмпирическое решающее правило с использованием исследуемых четырех критериев однородности, близкое по эффективности распознавания к оптимальному решающему правилу.

Библіографічні посилання

1. **Ван дер Варден Б. Л.** Математическая статистика / Б. Л. ван дер Варден. – М. : Изд-во иностр. лит., 1960. – 434 с.
2. **Гаек Я.** Теория ранговых критериев / Я. Гаек, З. Шидак. – М. : Наука, 1971. – 376 с.
3. **Ефимов А. Н.** Порядковые статистики – их свойства и приложения / А. Н. Ефимов. – М. : Знание, 1980. – 64 с.
4. **Малайчук В. П.** Математическая дефектоскопия : монография / В. П. Малайчук, А. В. Мозговой. – Днепропетровск : Системные технологии, 2005. – 180 с.
5. **Малайчук В. П.** Обробка вимірювань і сигналів неруйнівного контролю : навч. посіб. / В. П. Малайчук, О. М. Петренко, В. Ф. Рожковський. – Д. : РВВ ДНУ, 2010. – 140 с.
6. **Мартынов Г. В.** Критерии омега-квадрат / Г. В. Мартынов. – М. : Наука, 1978. – 80 с.
7. **Основи теорії ймовірностей та математичної статистики : навч. посіб.** / В. П. Бабак, А. Я. Білецький, О. П. Приставка, П. О. Приставка. – К. : КВІЦ, 2003. – 432 с.
8. **Тарасенко Ф. П.** Непараметрическая статистика / Ф. П. Тарасенко. – Томск : Изд-во Томского ун-та, 1976. – 294 с.
9. **Тюрин Ю. Н.** Непараметрические методы статистики / Ю. Н. Тюрин // Новое в жизни, науке, технике. Серия «Математика, кибернетика». – М. : Знание, 1978. – № 4. – 64 с.
10. **Холлендер М.** Непараметрические методы статистики / М. Холлендер, Д. Вулф. – М. : Финансы и статистика, 1983. – 518 с.

Надійшла до редколегії 16.05.2013.

УДК 629.7.013.3

В. Б. Мазуренко

*Государственное предприятие
«Конструкторское бюро „Южное“ имени М. К. Янгеля»*

ПОВЫШЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ МЕТОДОМ МОДИФИКАЦИИ КРИТЕРИЯ ПОЛНОТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОБЪЕМА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Запропоновано критерій для проведення дозування баків нижніх ступенів ракет-носіїв висококиплячими компонентами палива, що дозволяє збільшити кількість заправленого в ракету палива.

Ключові слова: ракета-носіє, дозування, система контролю заправки.

Предложен критерий для проведения дозирования баков нижних ступеней ракет-носителей высококипящими компонентами топлива, позволяющий увеличить количество заправляемого в ракету топлива.

Ключевые слова: ракета-носитель, дозирование, система контроля заправки.

The criterion for dosing of launch vehicle lower stages tanks with storable propellant that allows to increase the number of propellant loaded to rocket is proposed.

Key words: launch vehicle, dosing, level monitoring system.

Введение. Высокие энергетические характеристики являются основным показателем качества ракет-носителей (РН), а их достижение представляет собой главную цель при разработке космического ракетного комплекса. Важнейшим фактором в процессе достижения высоких энергетических характеристик РН является обеспечение для каждой отдельной ступени ракеты максимально высокого отношения массы топлива, заправляемого в ступень, к «сухой» массе этой ступени. Увеличение количества заправляемого на борт топлива рассматривается в качестве одной из принципиальных составляющих в процессе достижения требуемых энергетических характеристик РН.

Точное значение количества компонентов топлива (КТ), заправляемого в баки ракеты, представляет собой своего рода компромисс между стремлением получить наибольший запас топлива и необходимостью соблюдения условий безопасности и безотказного функционирования систем РН. В формализованном виде этот компромисс выражается в виде соотношения, связывающего количество компонента, объем бака и величину свободного газового объема в баке, и рассматривается как критерий полноты использования объема бака.

В ходе разработки ракетного комплекса последовательно решаются две задачи относительно количества топлива на борту РН. Первая задача решается на этапе проектирования, когда на основе заданных параметров орбит полета и масс полезного груза определяется конструктивная схема РН и количество ступеней. В этот момент производится расчет требуемого запаса топлива, после чего проектируются ступени РН с баками необходимого объема. Вторая задача решается уже после завершения разработки конструкции баков и ступеней РН, когда при проектировании систем дозирования рассчитываются уровни, до которых должна производиться заправка баков компонентами ракетного топлива.

Эти две задачи традиционно рассматриваются как обратные. При расчетах используется один и тот же критерий. Как правило, в баки РН на старте заправляют именно то количество топлива, которое было определено еще на начальной стадии проектирования. Однако, в случае использования высококипящих компо-

нентов топлива, имеется возможность заправлять в баки большее количество топлива. Это может быть достигнуто за счет использования при дозировании баков экспериментальных данных, получаемых в ходе летных испытаний, а также за счет учета условий проведения каждого конкретного пуска РН. Для того, чтобы установить способы увеличения количества заправляемого в баки ступеней РН топлива, реализующих данный подход, в первую очередь необходимо сформулировать критерий полноты использования объема бака в более общем виде, введя в него новые параметры.

В настоящей статье проведен анализ обычного критерия полноты использования объема бака, произведено его обобщение и представлены способы увеличения количества топлива на борту РН, основанные на использовании свойств разработанного критерия.

Необходимо отметить, что в случае использования криогенных компонентов топлива предлагаемый в статье метод не может быть применен. Поэтому в статье во всех случаях речь идет только о высококипящих компонентах.

Расчет объема топливного бака ракеты

Критерий полноты использования объема бака основывается на [1] и [6].

Полный объем бака

$$V^{\delta} = \frac{M}{\rho(T_3)} + V^H, \quad (1)$$

где V^{δ} – полный объем бака; V^H – свободный газовый объем; M – масса компонента топлива, заправленного в бак; ρ – плотность компонента топлива; T_3 – температура компонента топлива при заправке.

Под полным объемом бака V^{δ} понимается объем, ограниченный внутренними поверхностями конструкции бака, из которого вычтен объем конструктивных элементов V_k , расположенных внутри бака. При этом добавлены: объем расходной магистрали от входа в магистраль до отсечного клапана V_{pm} , приращение объема бака за счет деформаций при его нагрузке во время заправки ΔV_{δ} и изменение объема бака за счет температурного расширения. Фактически, величина V^{δ} является функцией от температуры и выражается формулой

$$V^{\delta}(T_k) = V^{\delta}(T_p) \left(1 + 3\alpha(T_k - T_p) \right) - V_k + V_{pm} + \Delta V_{\delta}, \quad (2)$$

где T_k – фактическая температура конструкции бака; T_p – условное значение, принимаемое в качестве температуры конструкции бака при его расчете; α – коэффициент линейного расширения материала конструкции бака.

С целью упрощения дальнейшего анализа объем бака V^{δ} в последующем принимается как величина постоянная, независимая от температуры, и равная некоторому номинальному объему бака при среднем значении температуры в интервале возможных температур КТ, заправленного в бак. Также не учитывается возможный разброс объема бака после его изготовления.

Свободный газовый объем в верхней части бака V^H , называемый также «свободным объемом», «объемом подушки» или «объемом недолива», включает в себя объем для компенсации температурного расширения КТ при стоянке, погрешность заправки ΔV_3 , а также минимальную подушку, необходимую для нормального функционирования пневмогидравлической системы (ПГС) при запуске двигательной установки (ДУ) ступени V_{\min}^H . Отсюда выводится формула для расчета объема бака. При этом, исходя из заданных условий эксплуатации или существующих температурных ограничений на функционирование отдельных систем РН, задается некоторая максимальная возможная температура КТ в баке T_{\max} и по требуемому, заранее рассчитанному значению массы КТ, которое должно находиться в баке, определяется необходимый объем бака:

$$V^{\delta} = \frac{M}{\rho(T_{\max})} + V_{\min}'' + \Delta V_3. \quad (3)$$

Рассмотрим теперь обратную задачу о назначении уровней заправки при заданном объеме бака V^{δ} .

Объем недолива в баке

$$V'' = V^{\delta} - \frac{M}{\rho(T_{\text{жс}})}, \quad (4)$$

где $T_{\text{жс}}$ – фактическая среднemasсовая температура жидкого компонента топлива в баке.

Из условий безопасности и безотказной работы ПГС при любой температуре компонента $T_{\text{жс}} < T_{\max}$ должно соблюдаться неравенство:

$$V'' \geq V_{\min}'' + \Delta V_3, \quad (5)$$

которое в предельном случае при $T_{\text{жс}} = T_{\max}$ превращается в равенство (3).

Для соблюдения этого условия программу заправки (зависимость назначаемого уровня заправки от температуры компонента) необходимо выбирать таким образом, чтобы:

$$V_3(T_3) = (V^{\delta} - V_{\min}'' - \Delta V_3) \frac{\rho(T_{\max})}{\rho(T_3)}, \quad (6)$$

где V_3 – назначаемый объем компонента топлива в баке, который должен быть реализован средствами дозирования по окончании заправки при температуре заправляемого компонента T_3 ; T_3 – среднemasсовая температура компонента в баке на момент окончания заправки.

Зависимость (6) представляет собой обычный критерий полноты использования объема бака ракеты.

Данный критерий дает оптимальный результат в случае его применения для ракет, находящихся в заправленном состоянии в стабильных условиях хранения, когда температура окружающей среды постоянно находится в заданных пределах. Тогда подстановка верхнего предела внешних температур в формулу (6) в качестве T_{\max} дает возможность рассчитать программу заправки, реализация которой обеспечивает заправку максимального количества топлива при полном соблюдении условий безопасности и безотказности ПГС.

Иначе обстоит дело при заправке ракеты-носителя, установленной на открытом стартовом столе. В некоторых климатических зонах температура окружающей среды при подготовке к пуску ракеты может находиться в диапазоне от -30 до $+40$ °C. В этом случае значение T_{\max} не может быть выбрано на основе прямого соответствия значению какого-либо известного эксплуатационного параметра. В то же время от выбора T_{\max} в большой степени зависит количество КТ на борту РН. Поэтому на практике температуру T_{\max} назначают на стадии проектирования, а при эксплуатации в случае прогрева температуры КТ до T_{\max} производят отмену пуска РН или же подслив топлива. Очевидно, что подобные эксплуатационные мероприятия приводят к снижению энергетических показателей и могут быть применены только в случае реализации данной конкретной РН «ненапряженных» траекторий выведения. В связи с этим для ракет-носителей более рациональным представляется использование критерия на основе другого параметра, а именно на основе максимальной продолжительности стоянки заправленного изделия в состоянии готовности к пуску. Как известно, для запуска каждой полезной нагрузки выделяется некоторый временной интервал (так называемое «пусковое окно»), продолжительность которого в большинстве случаев является определяющей при

установлении максимальной продолжительности стоянки заправленного изделия в состоянии готовности к пуску. Иногда эта продолжительность задается в технических требованиях на ракетный комплекс и должна быть обеспечена в ходе разработки.

Далее производится выработка критерия полноты использования объема бака на основе максимальной продолжительности стоянки заправленной РН в состоянии готовности к пуску.

Изменения температуры КТ в процессе стоянки заправленной РН

Для повышения энергетических характеристик РН в баки заправляют компоненты топлива с максимально низкой (насколько это возможно по технологическим соображениям) температурой, практически всегда более низкой, чем температура окружающей среды. Это означает, что при стоянке заправленной ракеты происходит нагрев топлива.

Для начала необходимо определить закон изменения температуры компонента топлива в баке ракеты в процессе теплообмена с окружающей средой.

Для описания процесса теплопередачи от воздуха к жидкому компоненту топлива, которые разделены стенкой бака, воспользуемся выражением

$$dQ = kS(T_g - T_{жс})d\tau, \quad (7)$$

где k – коэффициент теплопередачи; Q – количество передаваемого тепла; S – площадь, через которую проходит тепловой поток; T_g – средняя температура окружающего воздуха; τ – время.

Общее количество теплоты, поступающей в бак, определяется по формуле

$$Q = \int kS(T_g - T_{жс})d\tau. \quad (8)$$

Далее полагаем, что теплообмен в основном происходит через стенки бака, а значит пренебрегаем процессом теплообмена в районе верхнего и нижнего днища бака, где температура окружающей среды (внутри межбакового пространства или же переходного отсека) отличается от температуры наружного воздуха, и, к тому же, в этих отсеках часто проводится активное термостатирование. Подобное упрощение может иметь место, поскольку у баков нижних ступеней площадь днищ обычно существенно меньше площади обечаек. Таким образом, далее под величиной S понимаем площадь цилиндрической части бака. Важно отметить, что в любом случае параметры теплопередачи должны определяться экспериментальным путем. Полученное в процессе наблюдений значение коэффициента теплопередачи (точнее – закон распределения этого параметра) будет полностью отражать процесс теплообмена, включая и неучтенные в расчетах тепловые потоки.

Прогрев жидкого КТ массы M с удельной теплоемкостью c подчиняется закону

$$Q = cM(T_{жс} - T_3). \quad (9)$$

Приравняв соответствующие части уравнений (8) и (9), получаем соотношение

$$cM(T_{жс} - T_3) = kS \int (T_g - T_{жс})d\tau. \quad (10)$$

Дифференцируя выражение по τ и принимая T_g независимым от времени, после преобразований получаем

$$\frac{cM}{kS} \cdot \frac{d(T_g - T_{жс})}{T_g - T_{жс}} = -d\tau. \quad (11)$$

После интегрирования

$$T_g - T_{жс} = A_0 e^{-\frac{kS}{cM} \tau} \quad (12)$$

Коэффициент A_0 определяется начальными условиями: при $\tau = 0$ имеем $T_{жс} = T_3$. Отсюда находим итоговое выражение для закона изменения температуры компонента топлива в баке ракеты в процессе теплообмена с окружающим воздухом:

$$T_g - T_{жс} = (T_g - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau} \quad (13)$$

Критерий по времени стоянки РН и его свойства

Для формирования критерия полноты использования объема бака в требуемом виде определяем максимальное значение, которое достигает температура компонента топлива в баке за время максимальной продолжительности стоянки заправленной РН в состоянии готовности к пуску τ_{\max} . Для этого в (13) подставляем τ_{\max} и получаем значение T_{\max} :

$$T_{\max} = T_g - (T_g - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau_{\max}} \quad (14)$$

Затем, подставляя полученное значение T_{\max} в формулу (6), получим:

$$V_3(T_3) = (V^{\bar{}} - V_{\min}'' - \Delta V_3) \frac{\rho \left(T_g - (T_g - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau_{\max}} \right)}{\rho(T_3)} \quad (15)$$

Данная формула выражает критерий полноты использования объема бака на основе максимальной продолжительности стоянки заправленной РН и, по существу, представляет собой обычный критерий (6), но в более общем виде.

Отметим основные свойства полученного критерия по времени стоянки РН.

1. В (15) вместо максимальной температуры T_{\max} содержатся максимальная продолжительность стоянки τ_{\max} и температура воздуха T_g . Это позволяет, в случае, если за заданное время τ_{\max} при температуре окружающего воздуха T_g температура КТ априори не достигает T_{\max} , воспользоваться критерием (15) и заправить в бак большее количество топлива, чем по критерию (6). В качестве T_g в критерий может быть подставлена некоторая максимальная возможная в условиях эксплуатации РН температура наружного воздуха. Учитывая сезонные температурные отличия, возможно также использование, например, двух различных программ заправки: «летней» и «зимней». Значительно более продуктивным является введение в (15) действительного значения температуры окружающей среды, то есть использование в системе дозирования топливных баков РН информации о текущем значении температуры воздуха. В этом случае назначаемый объем топлива в баке, который должен быть исполнен средствами дозирования по окончании заправки, рассчитывается на основе всего объема фактических данных и в результате достигается максимальный эффект от использования выработанного критерия.

2. При рассмотрении процесса нагрева топлива во время стоянки РН теплообмен представлялся как стационарный процесс передачи тепла через стенки бака. Однако подобная модель является упрощением по сравнению с действительным процессом, поскольку в реальных условиях стоянки РН присутствует движение наружного воздуха под воздействием ветра, имеют место колебания свободной поверхности жидкого топлива внутри бака, возможен нагрев стенок бака от лучевого воздействия солнца и даже изменение условий теплообмена из-за налипания снега на боковые поверхности ракеты. Теоретический учет всех факторов

представляет собой сложную задачу, решением которой может быть только некоторый приближенный результат. Поэтому параметры прогрева должны обязательно определяться или подтверждаться (при наличии теоретической оценки) экспериментальным путем. В любом случае, изменение температуры КТ по экспоненциальному закону является моделью, наиболее приближенной к реальности, а параметр k следует рассматривать как некоторую случайную величину, переменную от одного события к другому. Под «событием» в данном случае понимается единичная стоянка ракеты-носителя от окончания заправки баков до пуска РН (или же до отмены пуска). Закон распределения параметра k отражает все вариации условий теплопередачи. При наблюдениях значение k напрямую определяется по скорости прогрева компонента топлива внутри бака.

3. Для совокупности событий с одним и тем же значением τ_{\max} параметры T_g , T_3 , k являются случайными величинами. Соответственно, случайной величиной является и масса КТ, заправляемого в бак:

$$M = (V^b - V_{\min}^n - \Delta V_3) \cdot \rho \left(T_g - (T_g - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau_{\max}} \right). \quad (16)$$

Для этой случайной величины определяются математическое ожидание и дисперсия:

$$[M] = \iiint_{-\infty}^{+\infty} M(T_g, T_3, k) \cdot W_{T_g}(T_g) W_{T_3}(T_3) W_k(k) dT_g dT_3 dk, \quad (17)$$

$$D = \iiint_{-\infty}^{+\infty} (M(T_g, T_3, k) - [M])^2 \cdot W_{T_g}(T_g) W_{T_3}(T_3) W_k(k) dT_g dT_3 dk, \quad (18)$$

где $W_{T_g}(T_g)$, $W_{T_3}(T_3)$, $W_k(k)$ – законы распределения величин T_g , T_3 и k соответственно.

Несмотря на то, что коэффициент теплопередачи k в определенной мере связан с величиной перепада температур $T_g - T_3$, формулы (17) и (18) основываются на гипотезе о независимости всех трех случайных величин и это позволяет использовать данные формулы без проведения объемных экспериментальных исследований.

Величина $W_{T_g}(T_g)$ определяется по данным климатических наблюдений в районе размещения стартового комплекса. Величина $W_k(k)$, как указано выше, должна определяться экспериментальным путем на этапе лётных испытаний или на начальной стадии эксплуатации комплекса. В качестве $W_{T_3}(T_3)$ можно принять, например, равномерный закон распределения в диапазоне температур КТ при заправке.

В связи с тем, что критерий по времени стоянки РН дает определенный разброс массы заправляемого в баки топлива, необходимо учитывать, что его применение возможно только в случаях наличия на борту РН системы управления расходом топлива. В противном случае его применение может привести к снижению энергетических характеристик ракеты.

Пример количественной оценки величины приращения количества топлива в случае применения критерия по времени стоянки РН

Для определения эффекта, возникающего в случае применения разработанного критерия, выполним численную оценку величины приращения массы топлива на примере бака горючего первой ступени РН «Зенит» комплекса «Морской старт». Задача состоит в расчете математического ожидания массы заправляемого по предлагаемому критерию горючего и сравнении его с массой горючего, заправляемого в соответствии с общепринятым критерием. Одновременно необходимо оценить разброс массы заправляемого топлива. Данный пример выбран по причине того, что температура окружающего воздуха в точке старта в любое время года практически постоянна и составляет +28 °С. Учет этого обстоятельства позволяет упростить формулы (17) и (18).

Исходные данные для расчета не являются строгими и сформированы следующим образом. Геометрические характеристики бака и количество топлива в баке горючего первой ступени (Г1) определены по документу [7]. Так как детальная информация о комплексе «Морской старт» и РН «Зенит» в указанном документе не приводится, то значения отдельных параметров, таких как средняя толщина стенки бака $h_{cp} = 10$ мм, диапазон температур горючего при заправке от -25 до -15 °С, приняты по аналогии с известными системами. В качестве T_{max} принимаем 0 °С. Для некоторых параметров проведена косвенная оценка. В частности, объем бака Г1 рассчитан на основе известной массы горючего (88 768 кг) по методике, представленной выше. При этом величина $V_{min}^H + \Delta V_3$ принята в объеме 3 % от полного объема бака. Таким образом, для дальнейших расчетов получено оценочное значение $V^{\bar{o}} = 112$ м³.

Характеристики КТ принимаются по источникам [2, 5].

Вначале определяем коэффициент теплопередачи k с целью подстановки в (17).

Процесс теплопередачи от воздуха к керосину РГ-1, которым заправляется бак горючего первой ступени РН «Зенит», разделяется на три составляющих процесса:

- процесс теплоотдачи от воздуха к стенке бака;
- процесс передачи тепла через стенку бака за счет теплопроводности материала стенки бака;
- процесс теплоотдачи от стенки бака к керосину.

Используем представленные в [4] данные по коэффициентам удельной теплопроводности алюминия λ и коэффициенту теплоотдачи на границе «воздух – металлическая стенка» при скорости ветра 5 м/с. Воспользуемся представленной в [3] методикой расчета коэффициента теплоотдачи от стенки к жидкости при свободной конвекции.

В результате расчета получаем следующие значения:

- коэффициент теплоотдачи от воздуха к стенке бака $\alpha_1 = 26$;
- коэффициент теплопроводности через стенку бака $\alpha_2 = \frac{\lambda}{h_{cp}} = 2,1 \cdot 10^4$;
- коэффициент теплоотдачи от стенки бака к керосину $\alpha_3 = 89$;
- суммарный коэффициент теплопередачи $k = 20$.

Скорость прогрева горючего по результатам расчета составляет $\sim 1,8$ град./ч. Полученное значение коэффициента теплопередачи следует считать номинальным или средним значением, вокруг которого существует определенный разброс. Как было указано выше, действительное значение (точнее – статистические характеристики) этого коэффициента должно определяться экспериментальным путем. Для целей настоящего анализа принимаем величину k постоянной. Закон распределения температуры КТ при заправке принимаем равномерным в пределах от $T_{3\ min} = -25^\circ$ до $T_{3\ max} = -15^\circ$. Тогда математическое ожидание массы заправляемого горючего составляет (для случая применения критерия по времени стоянки РН массу КТ обозначим через M_1 , а массу заправляемого по обычному критерию горючего – через M_0):

$$[M_1] = \int_{T_{3\ min}}^{T_{3\ max}} \frac{(V^{\bar{o}} - V_{min}^H - \Delta V_3) \rho \left(T_6 - (T_6 - T_3) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \cdot \tau_{max}} \right)}{T_{3\ max} - T_{3\ min}} dT_3. \quad (19)$$

Воспользовавшись формулой линейного выражения для плотности керосина ρ

$$\rho(T_3) = \rho(T_{3\ min}) + \beta \cdot (T_3 - T_{3\ min}), \quad (20)$$

получаем, что приращение массы заправляемого горючего в среднем составит:

$$[M_1] - M_0 = (V^b - V_{\min}'' - \Delta V_s) \rho \left(T_s - \left(T_s - \frac{T_{z \max} + T_{z \min}}{2} \right) \cdot e^{-\frac{kS}{cM} \tau_{\max}} \right) - M_0. \quad (21)$$

Для максимальной продолжительности стоянки заправленной РН в состоянии готовности к пуску $\tau_{\max} = 2$ часа определяем, что достигаемое в случае использования критерия по времени стоянки среднее приращение массы КТ составит около 1300 кг. Разброс приращения определяется отклонением максимального и минимального значений массы заправляемого КТ от математического ожидания. В данном случае:

$$[M_1] - M_0 = 1300 \pm 360 \text{ кг.}$$

Максимальное приращение реализуется при $T_{z \min}$, а минимальный прирост массы имеем при $T_{z \max}$.

Выводы

1. Показано, что в случае использования высококипящих КТ существует возможность повышения энергетических характеристик РН путем увеличения массы заправляемого на борт ракеты топлива. Данное увеличение становится возможным за счет использования при назначении дозы заправки информации о температуре наружного воздуха и статистических данных о параметрах процесса теплопередачи от наружного воздуха к жидкому КТ через стенки бака.

2. Предложен критерий полноты использования объема бака на основе максимальной продолжительности стоянки заправленной РН в состоянии готовности к пуску, при реализации которого увеличивается количество заправляемого топлива, и таким образом повышаются энергетические характеристики ракеты-носителя. Критерий сформулирован в виде формулы для расчета программы заправки баков РН.

3. Проведен оценочный расчет на примере бака горючего первой ступени РН «Зенит» комплекса «Морской старт». Результаты расчета показывают, что в случае, если максимальная продолжительность стоянки заправленной ракеты-носителя в состоянии готовности к пуску составляет 2 часа, то применение предложенного критерия позволяет увеличить массу горючего в баке в среднем на 1300 кг или более чем на 1,4 %. При этом разброс массы горючего, заправленного в бак, составит ± 360 кг или $\pm 0,4$ % от номинального значения.

Библиографические ссылки

1. **Беляев Н. М.** Расчет пневмогидравлических систем ракет / Н. М. Беляев. – М. : Машиностроение, 1983. – 219 с.
2. **Зрелов В. Н.** Жидкие ракетные топлива / В. Н. Зрелов, Е. П. Серегин. – М. : Химия, 1975. – 320 с.
3. **Кутателадзе С. С.** Основы теории теплообмена / С. С. Кутателадзе. – Изд. 5-е, перераб. и доп. – М. : Атомиздат, 1979. – 416 с.
4. **Кухлинг Х.** Справочник по физике : пер. с нем. / Х. Кухлинг. – 2-е изд. – М. : Мир, 1985. – 520 с.
5. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив : справочник / Н. Ф. Дубовкин, В. Г. Маланичева, Ю. П. Массур, Е. П. Федоров. – М. : Химия, 1985. – 240 с.
6. **Челомей В. Н.** Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / В. Н. Челомей. – М. : Машиностроение, 1978. – 240 с.
7. Sea Launch Company, LLC. User's Guide, Revision C. 2003. D688-10009-1.

Надійшла до редколегії 16.10.2013.

УДК 678.02:621.365

Т. А. Манько, А. В. Рыбалко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

СЕЛЕКТИВНЫЙ МЕТОД ОТВЕРЖДЕНИЯ ЭПОКСИДНЫХ СВЯЗУЮЩИХ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ВЫСОКОПРОЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

На підставі експериментальних досліджень за допомогою селективного методу ІЧ-отвердження були отримані зразки з ПКМ на підставі епоксидного зв'язуючого, які мають високу механічну міцність і компакту структуру порівняно з композицією, яка отверджена традиційним конвективним нагрівом.

Ключові слова: епоксидне зв'язуюче, полімер, ІЧ-опромінення, отвердження композиції, селективний метод.

На основании экспериментальных исследований с помощью селективного метода ИК-отверждения были получены образцы из ПКМ на основе эпоксидного связующего, которые обладают высокой механической прочностью и компактной структурой в сравнении с композицией, которая отверждена традиционным конвективным нагревом.

Ключевые слова: эпоксидное связующее, полимер, ИК-облучение, отверждение композиции, селективный метод.

On the basis of experimental researches with help selective method IR of hardening samples from PCM have been received on the basis of epoxy binding which possess high mechanical durability and compact structure in comparison with a composition which hardening a traditional convection heating.

Key words: epoxy binding, polymer, the IR-irradiation, hardening compositions, selective method.

Введение. Известно, что с целью энергосбережения, снижения себестоимости, уменьшения производственных площадей, защиты окружающей среды отверждение тонкостенных конструкций из полимерных композиционных материалов проводят с использованием инфракрасного (ИК) нагрева [2].

Такой способ отверждения по сравнению с традиционным конвективным приводит к повышению физико-механических характеристик и обеспечивает высокое качество композита. Это в первую очередь касается композитов на связующих поликонденсационного типа.

С целью дальнейшего снижения энергоёмкости в работе отверждение тонкостенных конструкций проводили селективным ИК-нагревом.

В качестве объекта исследования применяли эпоксидное связующее Sicomin SR 1710inj, которое хорошо пропускают ИК-излучение в области длин волн $(2,7 - 4,0) \cdot 10^{-6}$ м за счёт того, что оптические свойства полимера и спектральные характеристики излучателя совпадают в этом диапазоне длин волн. Отверждение проводили на установке ИК-нагрева с использованием галогенных ламп накаливания (ГЛН) типа КГТ-220-1000-1.

С целью передачи максимальной удельной мощности от излучателя к поверхностному слою были выделены нужные полосы частот с помощью солевых фильтров, в которых основная часть излучаемой энергии приходилась на длину волны $(2,8 - 3,2) \cdot 10^{-6}$ м.

Для реализации поставленной задачи, были выбраны основные параметры установки для проведения экспериментальных работ по отверждению образцов

эпоксидной композиции селективным методом ИК-нагрева. Данная установка представлена на рис. 1.

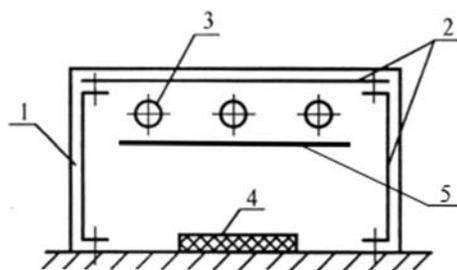


Рис. 1. Схема установки для ИК-нагрева:
1 – корпус; 2 – отражатели; 3 – ГЛН; 4 – образец; 5 – солевой фильтр

Установка состоит из корпуса 1, к верхней и боковым поверхностям которого прикреплены отражатели 2. В качестве материала отражателя был выбран медный лист, поверхность которого отполирована до шероховатости $Rz = 20$. Известно, что отражательная способность поверхности зависит от материала и его шероховатости. В ИК-области с увеличением электропроводности металлов их отражательная способность увеличивается. Наибольшую электропроводность имеет медь. Под верхним отражателем крепили три галогенные лампы накаливания 3, типа КГТ-220-1000-1. Нагреваемый образец 4 устанавливали в нижней части корпуса. Солевой фильтр 5 располагали под ГЛН.

Поток энергии, излучаемый лампой, определяли мощностью лампы (P) и её энергетическим КПД (η) [2]:

$$\Phi_n = \eta \cdot P.$$

Обычно $\eta = 0,7 \div 0,75$. Используя это выражение, определили число ламп в установке ИК-нагрева в зависимости от площади композита:

$$n = \Phi_n / \Phi_a \cdot u \cdot a = E \cdot S_o / P_\eta \cdot u \cdot a,$$

где Φ_a – лучистый поток от лампы; Φ_n – поток лучистой энергии; u – коэффициент эффективности источника; a – коэффициент многократных отражений; E – энергетическая освещённость; S_o – площадь облучаемой поверхности.

Расчитывая необходимое число ламп, вводили коэффициент запаса $K = 1,1 \div 1,2$.

Такой механизм теплопередачи при селективном методе ИК-облучения снижает энергоёмкость процесса сохраняя стабильно высокие физико-химические характеристики.

Результаты эксперимента и их обсуждение. В качестве объекта исследования использовали эпоксидное связующее Sicomin SR 1710inj.

Данный эксперимент проходил следующим образом.

Были приготовлены образцы типа «а» – кубик $10 \times 10 \times 10$ мм, состоящий из эпоксидной смолы Sicomin SR 1710inj + SD 8824 (15 образцов, по 5 образцов на каждый режим).

Подготовленные образцы помещали в установку для конвективного ИК-нагрева и селективного ИК-нагрева. Проводили процесс отверждения по следующим режимам:

1. Процесс отверждения в печи конвективного нагрева пяти образцов типа «а»:
 - подъём до $t = 40$ °С в течение 8 часов;
 - выдержка при $t = 40$ °С – 24 часов.

Общее время составило 32 часа или 1920 мин.

2. Процесс отверждения в установке ИК-нагрева пяти образцов типа «а»:

- подъём до $t = 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ в течение 15 мин.;
- выдержка при $t = 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ – 30 мин.;
- подъём до $t = 80\text{ }^{\circ}\text{C}$ – 15 мин.;
- выдержка при $t = 80\text{ }^{\circ}\text{C}$ – 30 мин.;

Общее время составило 90 мин.

3. Процесс отверждения с солевыми фильтрами в установке ИК-нагрева пяти образцов типа «а»:

- подъём до $t = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$ в течение 10 мин.;
- выдержка при $t = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$ – 30 мин.;
- подъём до $t = 55\text{ }^{\circ}\text{C}$ – 10 мин.;
- выдержка при $t = 55\text{ }^{\circ}\text{C}$ – 30 мин.

Общее время составило 80 мин.

Образцы, отвержденные по различным режимам, подвергались механическим испытаниям. Проводили 10 измерений микротвёрдости для каждого образца на установке ПМТ-3 при нагрузке 10 грамм и выдержке в течение 15 с и определяли два параметра. Измерение микротвёрдости проводили на пяти образцах.

1. Микротвёрдость по Виккерсу

$$H_{\mu} = \frac{1854 \cdot 10}{(\Delta \cdot 0,307)^2} \left(\frac{\text{кгс}}{\text{мм}^2} \right),$$

где Δ – разница длины диагоналей пирамиды.

2. Погрешность измерений

$$S = \sqrt{D},$$

где D – дисперсия.

Результаты измерений показали, что для образцов, отвержденных конвективным нагревом, микротвёрдость составляет – образец «а» $29,61\text{ кгс/мм}^2$, для образцов отвержденных при ИК-нагреве – образец «а» $30,85\text{ кгс/мм}^2$, для образцов отвержденных при селективном методе – образец «а» $34,57\text{ кгс/мм}^2$.

Проанализировав полученные результаты, очевидно, что образцы отвержденные селективным ИК-методом в течение 80 мин. имеют более высокую микротвёрдость. Это говорит о получении компактной структуры полимера с высокой степенью отверждения 97 %.

Результаты металлографических исследований, выполненные на микроскопе МИМ-8 при увеличении 150 крат (рис. 2), показали, что при отверждении эпок-

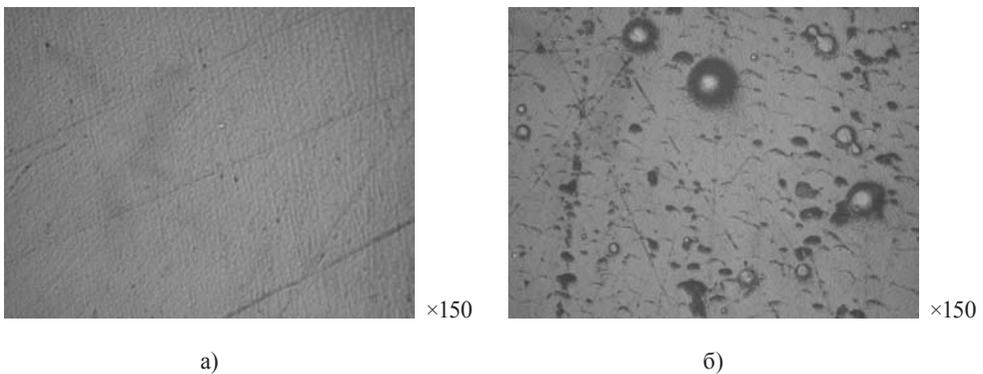


Рис. 2. Структура образца:
а) при селективном методе; б) при конвективном нагреве

сидной композиции с помощью селективного ИК-метода (рис. 2а) наблюдается компактная структура материала. При конвективном отверждении структура неоднородна.

Выводы. Данные исследования показали, что применение селективного метода ИК-нагрева гарантирует равномерность распределения температуры по всей обрабатываемой поверхности, сохраняя стабильные повышенные физико-механические характеристики, что уменьшает энергоёмкость процесса отверждения эпоксидной композиции.

Библиографические ссылки

1. **Карпинос Д. М.** Новые композиционные материалы : учеб. пособие / Д. М. Карпинос. – К. : Вища шк., 1977. – 312 с.
2. **Манько Т. А.** Прикладное материаловедение и технология конструкционных материалов / Т. А. Манько. – Днепропетровск : ДНУ, 2005. – 150 с.
3. Полімерні композиційні матеріали в ракетно-космічній техніці : підручник / Є. О. Джур, Л. Д. Кучма, Т. А. Манько [та ін.]. – К. : Вища освіта, 2003. – 399 с.
4. Практикум по полимерному материаловедению / под ред. П. Г. Бабаевского. – М. : Химия, 1980. – 256 с.
5. **Розен Б.** Механика упрочнения композиций / Б. Розен // Волокнистые композиционные материалы. – М. : Мир, 1967. – 284 с.
6. **Чернин И. З.** Эпоксидные полимеры и композиции / И. З. Чернин, Ф. М. Смехов, Ю. В. Жердев. – М. : Химия, 1982.

Надійшла до редколегії 16.05.2013.

УДК 629.78

И. В. Маштак, А. Д. Шептун

*Государственное предприятие
«Конструкторское бюро „Южное“ имени М.К. Янгеля»*

ОДНОПУНКТОВАЯ БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ СПУТНИКОВ. ТОЧНОСТЬ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПОЛЕТА

Запропоновано критерій оцінювання точності визначення параметрів орбіти супутника за значенням похибки прогнозування часу польоту на заданому часовому інтервалі. Подано дані щодо точності поздовжнього руху супутника при використанні початкових умов, визначених методами однопунктової балістичної технології. Наведено порівняння з даними точності прогнозування руху з використанням багатопунктової технології. Процес вирішення завдання щодо уточнення параметрів руху методами однопунктової балістичної технології має стійкий характер при використанні оптимальної стратегії радіоконтролю. Відзначено збіжність результатів щодо точності прогнозування двома методами.

Ключові слова: супутник, центр керування польотом, однопунктова технологія, вимірювальний пункт, визначення параметрів орбіти, радіоконтроль орбіти, точність визначення параметрів орбіти.

Предложен критерий оценки точности определения параметров орбиты спутника по величине погрешности прогнозирования времени полета на заданном временном интервале. Представлены данные по точности продольного движения спутника при использовании начальных условий, определенных методами однопунктовой баллистической технологии. Приведено сравнение с данными точности прогнозирования движения с использованием многопунктовой технологии. Процесс решения задачи по уточнению параметров движения методами однопунктовой баллистической технологии носит устойчивый характер при использовании оптимальной стратегии радиоконтроля. Отмечается сходимость результатов по точности прогнозирования двумя методами.

Ключевые слова: спутник, центр управления полетом, однопунктовая технология, измерительный пункт, определение параметров орбиты, радиоконтроль орбиты, точность определения параметров орбиты.

The article proposes a test of the satellite orbit determination accuracy based on the error of the flight time prediction on a specified time interval. The article shows the satellite longitudinal-motion accuracy for the initial conditions defined by the single-point ballistic technology. A comparison with the motion prediction accuracy obtained by the multi-point technology is provided. The process of updating the motion parameters based on the single-point ballistic technology is stable when the optimum radiocontrol strategy is used. Convergence of the prediction-accuracy results obtained by both methods is observed.

Key words: satellite, mission control, single-point ballistic technology, measuring point, orbit determination, orbit radiomonitoring, orbit determination accuracy.

Постановка проблеми. Принятые в Украине первая и последующие Общегосударственные космические программы предусматривают запуски спутников в интересах народного хозяйства и решения ряда национальных задач. Особенности баллистико-навигационного обеспечения полета этих спутников связаны с наличием в Украине только одного современного пункта управления (в России их в разные годы было от 6 до 12), осуществляющего измерение только одного параметра движения (радиальной скорости).

Вопросы обоснования и построения однопунктовой баллистической технологии определения параметров орбит спутников по измерению одной координаты

движення подробно рассмотрены в [3] и материалах [1, 2, 4, 5, 7]. Применительно к этой технологии разработан программно-исследовательский комплекс (ПИК) [6], который введен в эксплуатацию в национальном ЦУПе (г. Евпатория) и египетском ЦУПе (г. Каир).

Комплекс производит в автоматизированном режиме решение ряда целевых задач баллистико-навигационного обеспечения полета спутников:

- приема измерительной информации, её анализа, отбраковки аномальных измерений;
- определения (уточнения) начальных условий движения спутника по измерительной информации о движении спутника;
- прогнозирования движения спутников на заданный интервал времени, формирования баллистической информации в согласованном с её потребителями виде;
- оценки качества измерительной информации;
- расчета целеуказаний для наведения антенн слежения;
- визуализации баллистической информации;
- ряд других.

Одной из базовых и наиболее сложных из них является программа определения (уточнения) начальных условий движения спутника по измерительной информации о движении спутника, полученной с одного пункта наблюдения. Анализ ее функционирования в рабочих условиях эксплуатации на практике уделяется много внимания. Точностные показатели решений по параметрам орбиты и устойчивость процесса баллистико-навигационного обеспечения управления полетом спутника являются основными характеристиками однопунктовой баллистической технологии.

Цели исследования. Возможность продвижения в практику методов однопунктовой баллистической технологии определяется результатами опытной ее эксплуатации, в первую очередь в части обеспечиваемой точности прогнозирования движения.

В настоящей статье приводятся результаты эксплуатации программно-исследовательского комплекса по точности прогнозирования полетов спутников при использовании однопунктовой баллистической технологии и ее сравнению с данными по точности прогнозирования движения при использовании многопунктовой технологии.

Критерий оценки точности прогнозирования движения спутника

Согласно [8] ошибки прогнозирования движения определяются следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta r}{r_0} &= k_{11} \frac{\Delta r_0}{r_0} + k_{12} \frac{\Delta v_{r_0}}{w} + k_{13} \frac{\Delta v_{u_0}}{w}; \\ \frac{\Delta v_r}{w} &= k_{21} \frac{\Delta r_0}{r_0} + k_{22} \frac{\Delta v_{r_0}}{w} + k_{23} \frac{\Delta v_{u_0}}{w}; \\ \frac{\Delta v_u}{w} &= k_{31} \frac{\Delta r_0}{r_0} + k_{32} \frac{\Delta v_{r_0}}{w} + k_{33} \frac{\Delta v_{u_0}}{w}; \\ \Delta u &= k_{41} \frac{\Delta r_0}{r_0} + k_{42} \frac{\Delta v_{r_0}}{w} + k_{43} \frac{\Delta v_{u_0}}{w} + k_{44} \Delta u_0; \\ \frac{z}{r_0} &= k_{55} \frac{z_0}{r_0} + k_{56} \frac{v_{z_0}}{w}; \\ \frac{v_z}{w} &= k_{65} \frac{z_0}{r_0} + k_{66} \frac{v_{z_0}}{w}. \end{aligned}$$

Здесь k_{ij} ($i, j = 1, 2, \dots, 6$) – безразмерные коэффициенты, определяемые из выражений:

$$\begin{aligned} k_{11} &= 2 - \cos \varphi; & k_{12} &= \sin \varphi; \\ k_{21} &= \sin \varphi; & k_{22} &= \cos \varphi; \\ k_{31} &= -(1 - \cos \varphi); & k_{32} &= -\sin \varphi; \\ k_{41} &= -(3\varphi - 2 \sin \varphi); & k_{42} &= -2(1 - \cos \varphi); \\ k_{55} &= \cos \varphi; & k_{56} &= \sin \varphi; \\ k_{65} &= -\sin \varphi; & k_{66} &= \cos \varphi; \\ k_{13} &= 2(1 - \cos \varphi); & k_{33} &= -(1 - 2 \cos \varphi); \\ k_{23} &= 2 \sin \varphi; & k_{43} &= -(3\varphi - 4 \sin \varphi); \\ & & k_{44} &= 1, \end{aligned}$$

где $\varphi = \frac{V^*}{r}t$; V^* – первая космическая скорость; r – радиус круговой орбиты.

Как следует из приведенных соотношений, вековую составляющую имеют ошибки прогнозирования продольного движения космического аппарата (обусловлены составляющими с линейной зависимостью от аргумента $\varphi = \lambda t$, где λ – угловая скорость движения спутника по орбите). По двум другим направлениям (по радиус-вектору r положения космического аппарата и по нормали z к плоскости орбиты) вековые составляющие отсутствуют – погрешности начального вектора состояния приводят к периодическим возмущениям движения в указанных направлениях.

Наличие вековой составляющей продольного движения космического аппарата, обусловленной погрешностями оценивания по измерительной информации параметров орбит, предопределяет выбор в качестве критерия оптимальности планирования баллистического эксперимента разброс времени прохождения восходящего узла t_Ω орбиты на заданном интервале витков полета. На практике это означает, что должна быть построена такая стратегия радиоконтроля орбиты одним пунктом наблюдения (координаты которого и измеряемый навигационный параметр известны), которая позволила бы обеспечить минимизацию ошибок прогнозирования продольного движения космического аппарата при его допустимых периодических смещениях по радиус-вектору r и нормали z к орбите.

Ошибки прогнозирования продольного движения спутника. Сравнение с многопунктовой технологией

Эксплуатация однопунктовой баллистической технологии проводилась при баллистико-навигационном обеспечении полета национальных космических аппаратов «Січ-1» (1995–2000 гг.); «Січ-1М», «Микроспутник» (2004–2005 гг.); «МС-2-8» (2011–2012 гг.); египетского спутника EgyptSat-1 (2007–2010 гг.). По результатам эксплуатации в методику определения параметров орбит на основе однопунктовых измерений и в соответствующую программную систему были введены условия, связанные, в основном, с методологией прекращения итерационного процесса определения параметров орбиты спутника.

На графике рис. 1 [1] представлена общая картина изменения ошибки прогнозирования времени пересечения экватора $\Delta T_{\text{экв}}$ на недельном временном интервале (~100 витков полета) в течение 4,5 месяцев полета КА «Січ-1», обусловленная в основном погрешностью определения начальных условий движения по измерениям одного наблюдательного пункта и незнанием на интервале прогнозирования движения индексов солнечной активности $F_{10,7}$ и магнитной возмущенности A_p . Некоторое увеличение ошибок $\Delta T_{\text{экв}}$ обусловлено ростом численных значений индексов $F_{10,7}$ и A_p в этот период.

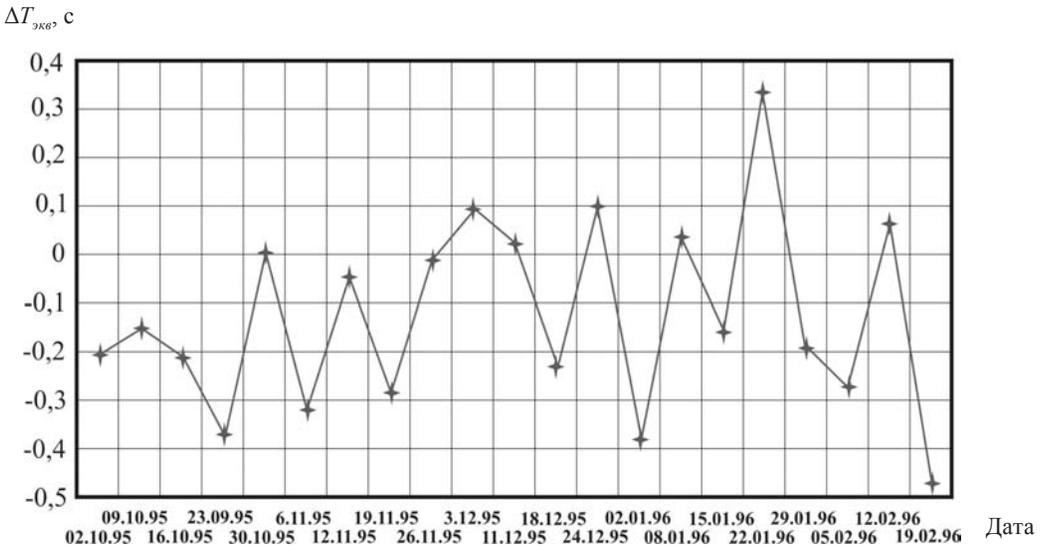


Рис. 1. Ошибки прогнозирования $\Delta T_{экс}$ продольного движения КА «Січ-1»

Анализ точностных показателей двух баллистических технологий был проведен [1, 2, 4, 5, 7] сравнением ошибок прогнозирования времени полета КА на недельном интервале при использовании НУ, полученных с использованием многопунктовой и однопунктовых технологий:

- при управлении полетом КА «Січ-1» ЦУП ЦНИИМаш (с 31.08.1995 г. по 09.10.1995 г.) с использованием многопунктовой технологии. В этот период в ЦУП–Е в режиме тестирования также функционировала однопунктовая технология с радиоконтролем орбиты, проводимым одним пунктом наблюдения (рис. 2);
- с привлечением материалов РФ по баллистико-навигационному обеспечению управления КА «Океан-ОЭ» (1983–1984 гг.), полет которого происходил в период солнечной активности, соответствующий моменту запуска КА «Січ-1» (рис. 3), при этом временной сдвиг между периодами эксплуатации составляет ~11 лет, что соответствует 11-летнему циклу солнечной активности.

В ходе работ по управлению полетом египетского спутника EgyptSat-1 было осуществлено прямое сравнение точности введенной в эксплуатацию в Египте

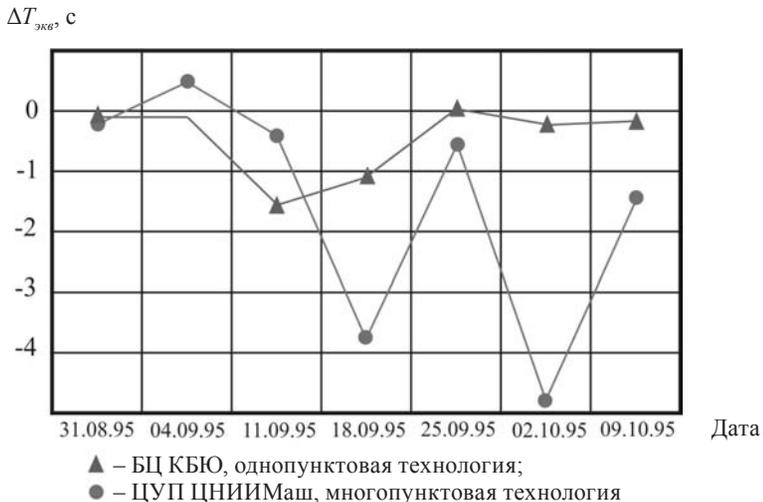


Рис. 2. Ошибки прогнозирования $\Delta T_{экс}$ продольного движения КА «Січ-1»

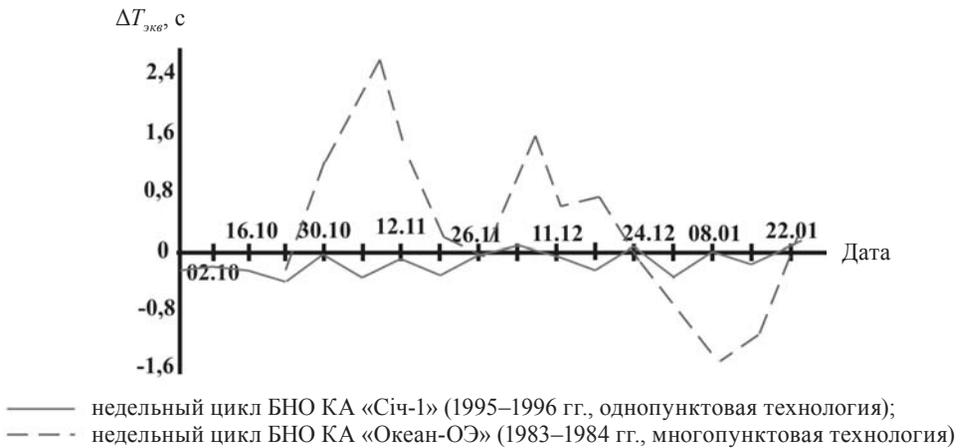


Рис. 3. Ошибки прогнозирования $\Delta T_{\text{экв}}$ продольного движения КА «Січ-1» и КА «Океан-ОЭ» на недельном интервале

однопунктовой баллистической технологии уточнения и прогнозирования параметров орбиты спутника с результатами, полученными американской системой NORAD. Для сравнения результатов принималась следующая технология проведения работ.

Однопунктовая баллистическая технология уточнения параметров орбит египетского спутника EgyptSat-1 функционировала в штатном режиме – осуществляла циклическое, через одну неделю (~100 витков полета) уточнение параметров орбит по измерительной информации наземной станции DRTF (установлена в г. Каир, Египет). С использованием ПИК проводилось прогнозирование параметров орбиты спутника на недельный интервал. После очередного уточнения параметров орбиты спутника определялись разности времен пересечения экватора $\Delta T_{\text{экв}}^1$ по прогнозируемому и уточненному значениям.

Аналогичный (представленному выше) алгоритм был использован для получения оценок по $\Delta T_{\text{экв}}^2$ соответствующих данным контроля орбиты спутника EgyptSat-1 системой NORAD и прогнозирования по этим данным параметров орбиты с использованием программной системы AGI STK.

По результатам полученных оценок $\Delta T_{\text{экв}}^1$ и $\Delta T_{\text{экв}}^2$ построен график (рис. 4) точности прогнозирования на недельном интервале времени прохождения спутником EgyptSat-1 восходящего узла орбиты.

Сравнение представленных графиков позволяет заключить, что точность прогнозирования на недельном интервале продольного движения спутника EgyptSat-1 по крайней мере, не хуже (реально – лучше) точности прогнозирования продольного движения, обеспечиваемой средствами системы NORAD и STK. Некоторое смещение по оси ординат графика $\Delta T_{\text{экв}}^1$ обусловлено отличием используемого в расчетах баллистического коэффициента от реализуемого в полете значения (уточнение баллистического коэффициента не производилось).

Представленные на графиках рис. 1–4 данные позволяют сделать также вывод об устойчивости процесса определения параметров орбиты спутника методами однопунктовой баллистической технологии.

Подтвержденная практикой достаточно высокая точность определения параметров орбиты спутника и устойчивость получения решений по параметрам орбиты определяют высокие эксплуатационные качества однопунктовой баллистической технологии.

Выводы. Представлены оценки погрешностей прогнозирования продольного движения спутников «Січ-1» и EgyptSat-1 по данным баллистико-навигационно-

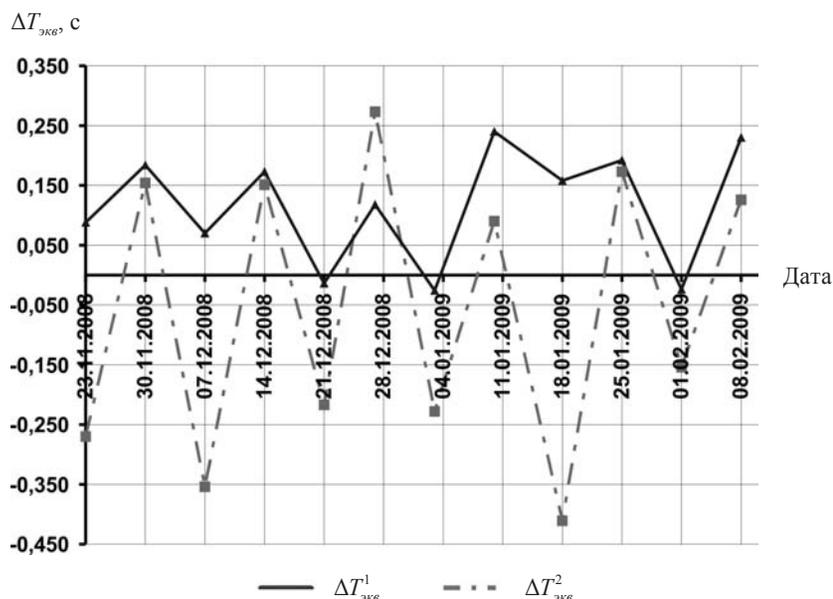


Рис. 4. Сравнительный анализ точности прогнозирования на недельном интервале времени прохождения спутником EgyptSat-1 восходящего узла ПИК и STK

го обеспечения их полета с использованием начальных условий движения, определенных методами однопунктовой баллистической технологии.

Проведено сравнение погрешностей прогнозирования продольного движения спутников методами многопунктовой и однопунктовой технологий.

Однопунктовая баллистическая технология, реализованная в ПИК, на практике обеспечила устойчивость определения параметров орбиты спутника.

Точностные показатели и устойчивость процесса баллистико-навигационного обеспечения полета спутников позволяет рекомендовать однопунктовую баллистическую технологию к использованию в структурах ЦУП.

Библиографические ссылки

1. **Маштак И. В.** Апостериорная оценка точности БНО полета КА «Січ-1»: науч.-исслед. работа / И. В. Маштак, А. Д. Шептун. – Днепропетровск : ГП КБ «Южное», 1998. – 174 с.
2. **Маштак И. В.** Однопунктовая баллистическая технология баллистико-навигационного обеспечения управления полетом КА «Січ-1»: науч.-исслед. работа / И. В. Маштак, А. Д. Шептун. – Днепропетровск : ГП КБ «Южное», 1996. – 77 с.
3. **Маштак И. В.** Однопунктовая баллистическая технология определения параметров орбит спутников. Обоснование, стратегия радиоконтроля орбиты / И. В. Маштак, А. Д. Шептун // Системи озброєння та військова техніка. – 2013. – № 8.
4. **Маштак И. В.** Оптимизация планирования радиоконтроля орбиты КА «Січ-1»: науч.-исслед. работа / И. В. Маштак, А. Д. Шептун. – Днепропетровск : ГП КБ «Южное», 1996. – 92 с.
5. Методика определения орбиты КА типа «Океан-О» по ИТНП системы «Куб-Контур»: науч.-техн. отчет. – Днепропетровск : ГП КБ «Южное», 1996. – 66 с.
6. Программное обеспечение оптимизации планирования радиоконтроля орбиты : науч.-техн. отчет. – Днепропетровск : ГП КБ «Южное», 1996. – 130 с.
7. **Шептун А. Д.** Методика проведения исследований по оптимизации назначения сеансов радиоконтроля орбит КА : науч.-исслед. работа / А. Д. Шептун. – Днепропетровск : НПВЦ Южинтех-М, 1996. – 47 с.
8. **Эльясберг П. Е.** Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П. Е. Эльясберг. – М. : Наука, 1965. – 540 с.

Надійшла до редколегії 24.10.2013.

УДК 532.51

Л. Е. Пицьк

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

РАСЧЕТ СОПРОТИВЛЕНИЯ ТЕЛ С ШЕРОХОВАТЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ ПРИ ТУРБУЛЕНТНЫХ РЕЖИМАХ ОБТЕКАНИЯ

Запропоновано аналітичний метод розрахунку коефіцієнта опору пластини та еліптичного циліндра з шорсткою поверхнею при турбулентному режимі обтікання.

Ключові слова: пластина, еліптичний циліндр, шорстка поверхня, нестислива рідина, турбулентний режим обтікання, коефіцієнт опору, аналітичні вирази.

Предлагается аналитический метод расчета коэффициента сопротивления пластины и эллиптического цилиндра с шероховатой поверхностью при турбулентном режиме обтекания.

Ключевые слова: пластина, эллиптический цилиндр, шероховатая поверхность, несжимаемая жидкость, турбулентный режим обтекания, коэффициент сопротивления, аналитические выражения.

An analytical method for calculating the coefficient of drag of a plate and an elliptical cylinder with a rough surface in a turbulent flow regime.

Key words: plate, elliptical cylinder, the rough surface, incompressible fluid, the turbulent flow regime, the coefficient of drag, analytical expressions.

Введение. Обтекание поверхностей тел потоком реальной жидкости, осложняемое эффектом равномерной шероховатости поверхности, а также турбулентным режимом течения в вязком слое и следе, связано с широким кругом актуальных проблем аэродинамики. Во многих практически важных случаях обтекаемая поверхность тела не является гидравлически гладкой. Более того, плоская пластина и поперечно обтекаемый круговой цилиндр – классические элементы технических конструкций. В то время как для расчета сопротивления гладких поверхностей предложены численные и различные аналитические модели [2, 4], методы расчета обтекания шероховатых поверхностей находятся на начальной стадии развития. Информация о влиянии шероховатости поверхности на сопротивление, получена главным образом из экспериментальных исследований [2, 5].

В данной работе на основе модели пристенного вязкого течения около равномерно шероховатой стенки, предложена аналитическая модель для расчета сопротивления различных тел с шероховатой поверхностью при турбулентных режимах обтекания.

Постановка задачи. Рассматривается задача расчета влияния степени шероховатости поверхности на коэффициент сопротивления пластины и эллиптического цилиндра в плоском квазистационарном потоке несжимаемой жидкости при критическом и за критическом турбулентном режимах обтекания. В качестве определяющих параметров выбираются: $U_{\infty}, P_{\infty}, \rho_{\infty}, T_u \rightarrow 0$ – скорость, статическое давление, плотность и степень турбулентности набегающего потока; Re, Re_s – число Рейнольдса, рассчитанное по длине или толщине тела и высоте ε элемента равномерной шероховатой поверхности; α – угол атаки; $t = b / a$ – параметр эллиптичности; a, b – полуоси эллиптического цилиндра; d – диаметр кругового цилиндра.

Гладкая пластина. Для учета многослойной структуры пристенного турбулентного течения предположим, что распределение средней скорости во внутренних переменных можно записать в виде степенной функции

$$\varphi = \frac{U}{U_\tau} = nB \exp\left(\frac{C}{nB} - 1\right) \eta^{1/n}; \quad \eta = \frac{U_\tau y}{\nu}, \quad (1)$$

где B, C – постоянные, а n – показатель степени. Можно показать, что степенной профиль скоростей (1) имеет две огибающие семейства профилей

$$\varphi = C\eta^{1/n}; \quad \varphi = B \ln \eta + C \quad (2)$$

для буферного слоя и турбулентного ядра соответственно. Предположим, что в ламинарном подслое с линейным распределением скорости $n = B = C = 1$; в буферном слое $n = 2, C = \sqrt{5}$; в области логарифмического закона распределения скорости $B = 2,565, C = 5,13$. Тогда многослойную модель пристенного турбулентного течения можно представить в виде

$$\varphi(\eta) = \begin{cases} \eta, & 0 \leq \eta \leq 5,13; \\ \sqrt{C\eta}, & 5,13 \leq \eta \leq 42,4; \\ B \ln \eta + C, & 42,4 \leq \eta \leq (0,1 - 0,2)\delta; \\ \sqrt{\frac{2}{C_f}} \left(\frac{y}{\delta}\right)^{\frac{1}{n}}, & (0,1 - 0,2) \leq \frac{y}{\delta} \leq 1. \end{cases} \quad (3)$$

Учитывая, что структура профиля средней скорости (3) удовлетворительно согласуется с опытными и теоретическими данными, предположим, что он может быть распространен и на вязкие течения вдоль шероховатых поверхностей. Локальный коэффициент трения и связь между характерными числами Рейнольдса можно найти из (1) в виде:

$$C_f = 2 \left(\frac{\theta}{\delta}\right)^{2/n} (nB)^{-2}; \quad \text{Re}_\theta = nBA \left(\frac{\theta}{\delta}\right)^{-1/n}; \quad (4)$$

$$A = \exp\left(n - \frac{C}{B}\right); \quad \text{Re}_x = \text{Re}_\theta \left(\sqrt{\frac{2}{C_f}} - B\right)^2 + 3B^2,$$

где δ, θ – толщина и толщина потери импульса пограничного слоя на пластине соответственно. В табл. 1 представлено сравнение расчетного значения локального коэффициента трения гладкой пластины с принятой за эталон зависимостью Кармана – Шехнера, а также полуэмпирическими формулами Людвиг – Тиллмана и Фернгольца [5].

Модель сопротивления шероховатой поверхности. Сопротивление выступающих элементов равномерной шероховатости в общем случае состоит из сопротивления давления, трения и донного сопротивления, возникающих вследствие изменения скорости в окрестности препятствия. Учитывая это, воспользуемся интегральными уравнениями сохранения массы и количества движения во внутреннем вязком слое пристенного течения около шероховатой поверхности:

$$\rho U_\tau H \sim \rho U \varepsilon; \quad \rho U_\tau^2 H \sim (P - P_\infty) \varepsilon, \quad (5)$$

где U_τ – динамическая скорость; U , U_τ , ε , H – характерные скорости и высоты контрольного объема жидкости при наличии и отсутствии шероховатости соответственно. Тогда из (5) можно получить:

$$C_x(\varepsilon) \sim C_f \frac{U}{U_\tau} = C_f \varphi\left(\frac{U_\tau \varepsilon}{\nu}\right), \quad (6)$$

где φ – профиль средней скорости пристенного течения; C_f – локальный коэффициент трения при отсутствии шероховатости; $C_x(\varepsilon)$ – коэффициент сопротивления, обусловленный шероховатостью поверхности. Введем осредненное по высоте элемента шероховатости динамическое давление

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho_\infty \bar{u}^2 = \frac{1}{\varepsilon} \int_0^\varepsilon \frac{\rho_\infty}{2} u^2(y) dy = \frac{\rho_\infty u_\infty^2}{2} \frac{n}{n+2} \left(\frac{\varepsilon}{\delta}\right)^{2/n}. \quad (7)$$

Тогда соотношение для расчета сопротивления шероховатой поверхности запишется в виде

$$C_x(\varepsilon) \sim \frac{C_f}{2} \left(1 + \frac{2}{n}\right) \left(\frac{\text{Re}_0 \delta}{\theta \text{Re}_\varepsilon}\right)^{2/n} \varphi\left(\sqrt{\frac{C_f}{2}} \text{Re}_\varepsilon\right) = D\varphi(\eta). \quad (8)$$

Шероховатая пластина. В зависимости от степени шероховатости стенки будем различать три случая: режим гидравлически гладкой поверхности $\left(0 \leq \frac{U_\tau \varepsilon}{\nu} \leq 5\right)$; переходной режим влияния шероховатости $\left(5 \leq \frac{U_\tau \varepsilon}{\nu} \leq 70\right)$; режим развитой шероховатости $\left(\frac{U_\tau \varepsilon}{\nu} \geq 70\right)$. Тогда для переходного режима влияния шероховатости получим локальный коэффициент трения в виде

$$C_f(\varepsilon) = C_f(0) + 0,268 \cdot 10^{-3} D \cdot \eta^{1,93}, \quad (9)$$

где $C_f(0)$ – коэффициент трения гладкой пластины. Для режима с полным проявлением шероховатости за параметр выберем x / ε . Тогда из уравнения огибающей семейства профилей в турбулентном ядре (2) получим локальный коэффициент сопротивления пластины в виде

$$C_f\left(\frac{x}{\varepsilon}\right) = 2 \left(2,1 \ln \frac{x}{\varepsilon} + 3,7\right)^{-2}. \quad (10)$$

В табл. 2 и 3 представлено сравнение расчетного значения локального коэффициента трения шероховатых пластин с опытными данными [5].

Отрывное обтекание эллиптического цилиндра. Предполагается, что к поперечно обтекаемому эллиптическому цилиндру большого удлинения может быть применена гипотеза плоских сечений. Известно, что отрывное обтекание цилиндра при $\text{Re} > 10^3$ определяется в основном силами инерции и давления, а доля сопротивления трения составляет 2–3 % от общего сопротивления тела [2]. Тогда, в соответствии с асимптотическим методом [3], коэффициент главного вектора аэродинамической силы, действующей на единицу ширины цилиндра, можно записать в виде

$$C_R = \frac{2R}{\rho_\infty U_\infty^2 A} = \left(\frac{U_s}{U_\infty}\right)^2 - 1; \quad A = 2\sqrt{a^2 \sin^2 \alpha + b^2 \cos^2 \alpha}, \quad (11)$$

где R – аэродинамическая сила; A – площадь поперечного сечения тела плоскостью, перпендикулярной потоку на бесконечности; U_s – скорость в точке отрыва от поверхности цилиндра.

Предположим, что скорость U_s в точке отрыва потока может быть выбрана как среднее от скорости U_∞ и некоторой характерной скорости U_m на теле перед точкой отрыва

$$U_s^2 = \frac{2U_s^2 U_m}{U_\infty + U_m}; \quad \frac{U_m}{U_\infty} = (1+t)^\gamma. \quad (12)$$

Тогда коэффициент сопротивления гладкого цилиндра представим в виде

$$C_x(t) = \frac{3(1+t)^\gamma}{2 + (1+t)^\gamma} - 1, \quad (13)$$

где $\gamma = 0,5146; 1,3286$ – постоянная переходного и турбулентного режима обтекания соответственно. Используя принцип аддитивности, коэффициент сопротивления шероховатого цилиндра запишем в виде

$$C_x = C_x(t) + t \exp(1-t) C_x(\varepsilon), \quad (14)$$

где $C_x(\varepsilon)$ – сопротивление, обусловленное шероховатостью поверхности. Предполагается, что при $\varepsilon / 2b = 10^{-5}$ цилиндр можно считать гладким.

Критический режим обтекания цилиндра. Предполагается, что кризисное число Рейнольдса совпадает со значением, где достигается наименьший коэффициент сопротивления цилиндра. Тогда соотношение, связывающее критическое число Рейнольдса с параметром шероховатости, можно представить в виде

$$\begin{aligned} \lg Re &= 6,7134T(t) - G(\varepsilon); \\ T(t) &= \exp(0,1(t+1,24)^2) / (t+1,24); \\ G(\varepsilon) &= 0,45\Phi(1,23(\lg(\varepsilon / 2b) + 2,4)), \end{aligned} \quad (15)$$

где $\Phi(x)$ – интеграл вероятности ошибки. Используя (10) и (13), получим коэффициент сопротивления в виде

$$C_x(\varepsilon) = \begin{cases} 4,38D\eta^{0,556}, & \eta \leq 14; \\ 0,19 + 5,667D(\eta-14)^{0,732}, & \eta \geq 14. \end{cases} \quad (16)$$

Закритический режим обтекания цилиндра. При сверхкритических числах Рейнольдса $Re > 3 \times 10^6$ сопротивление гладкого цилиндра перестает зависеть от числа Re . Напротив, шероховатость поверхности приводит к росту сопротивления с увеличением числа Рейнольдса. Проводя аналогию с кризисным режимом, предположим, что сверхкритическое число Re связано с параметром шероховатости соотношением:

$$\lg Re = 8,4494T(t) - G(\varepsilon). \quad (17)$$

Учитывая (10) и (13), получим соотношение для коэффициента сопротивления в виде:

$$C_x(\varepsilon) = \begin{cases} 0,3937D\eta, & \eta \leq 269; \\ 15,42D\eta^{0,3444}, & \eta \geq 269. \end{cases} \quad (18)$$

Сравнение расчетных и опытных данных

Таблица 1

Влияние числа Re на локальный коэффициент трения гладкой пластины

n	lg Re _x	lg Re ₀	1000 C _f			
			расчет	Карман – Шехнер	Людвиг – Тиллман	Фернгольц
6	5,7	3,1	4,0	4,06	4,57	4,46
7	6,3	3,6	3,19	3,19	3,65	3,55
8	6,9	4	2,59	2,58	2,87	2,78
10	8	5	1,81	1,79	1,73	1,67
12	9	5,9	1,34	1,32	1,03	0,99

Таблица 2

Влияние числа Re на локальный коэффициент трения шероховатой пластины

Re _s	Re _x	1000 C _f	2 · 10 ⁶	1,4 · 10 ⁷	10 ⁸	10 ⁹
Re _s = 500	расчет		3,79	2,75	2,08	1,5
	[5]		3,8	2,74	2,09	1,5
Re _s = 1000	расчет		5,1	3,64	2,69	1,88
	[5]		5,2	3,58	2,64	1,85

Таблица 3

Влияние параметра $\frac{x}{\varepsilon}$ на коэффициент трения шероховатой пластины

$\frac{x}{\varepsilon}$	10 ²	10 ³	10 ⁴	10 ⁵	10 ⁶
1000 C _f расчет	11,19	6,0	3,8	2,57	1,87
1000 C _f [5]	11,20	6,2	3,9	2,63	1,87

Таблица 4

Влияние степени шероховатости на критическое число Re и коэффициент сопротивления кругового цилиндра

ε / d	10 ⁻⁴	5 · 10 ⁻⁴	10 ⁻³	2 · 10 ⁻³	4 · 10 ⁻³	7 · 10 ⁻³	9 · 10 ⁻³	2 · 10 ⁻²
lg Re _s	1,4	2,05	2,27	2,43	2,55	2,68	2,69	2,9
lg Re	5,4	5,35	5,27	5,13	4,95	4,83	4,74	4,6
lg Re[2]		5,32		5,18	4,94	4,78	4,7	4,6
C _x	0,358	0,4	0,42	0,44	0,61	0,72	0,73	0,86
C _x [2]		0,4		0,44	0,6	0,75	0,77	0,86

Таблица 5

Влияние степени шероховатости на сверхкритическое число Re и коэффициент сопротивления кругового цилиндра

ε / d	10 ⁻⁵	10 ⁻⁴	10 ⁻³	4 · 10 ⁻³	10 ⁻²
lg Re _s	1,68	2,67	3,55	3,83	4,0
lg Re	6,68	6,67	6,55	6,23	6,0
C _x	0,678	0,714	0,89	1,0	1,15
C _x [2]	0,67	0,72–0,74	0,85–0,89	0,97–1,06	1,05

Таблиця 6

**Влияние сверхкритического числа Re
на коэффициент сопротивления кругового цилиндра при $\varepsilon / d = 10^{-3}$**

$\lg Re_s$	2,5	3,1	3,55	3,97	4,53	5,08
$\lg Re$	5,5	6,1	6,55	6,97	7,53	8,08
C_x	0,724	0,786	0,888	1,025	1,065	1,12

Таблиця 7

**Влияние параметра эллиптичности на сверхкритическое число Re
и коэффициент сопротивления цилиндра при $\varepsilon / d = 4 \cdot 10^{-3}$**

t	$\lg Re_s$	$\lg Re$	$\lg Re_x$	C_x
0,5	3,72	6,12	5,58	0,7
1,0	3,83	6,23	6,12	1,0
2,0	4,6	7,0	6,6	1,34

Выводы. На основе модели пристенного вязкого течения разработаны аналитические соотношения для расчета коэффициента сопротивления пластины и эллиптического цилиндра с шероховатой поверхностью при турбулентном режиме отрывного обтекания. Предложенные соотношения обеспечивают удовлетворительное согласование расчетных и опытных данных в широких диапазонах изменения определяющих параметров.

Библиографические ссылки

1. **Гювен О.** Модель обтекания круговых цилиндров с шероховатой поверхностью при высоких числах Рейнольдса / О. Гювен, В. Пател, С. Фарелл // Теоретические основы инженерных расчетов. – 1977. – № 3. – С. 144–154.
2. **Девнин С. И.** Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций : справочник / С. И. Девнин. – Л., 1983. – 320 с.
3. **Пицык Л. Е.** Расчет влияния режимов обтекания на аэродинамику эллиптического цилиндра с шероховатой поверхностью / Л. Е. Пицык, Л. Л. Пицык // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Серія «Ракетно-космічна техніка». – 2011. – № 4. – С. 112–116.
4. **Пицык Л. Е.** Расчет сопротивления шероховатых цилиндров при критических и за-критических режимах обтекания / Л. Е. Пицык, А. Л. Пицык // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Серія «Ракетно-космічна техніка». – 2012. – № 4. – С. 99–104.
5. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. – М., 1974. – 711 с.

Надійшла до редколегії 29.06.2013.

УДК 534-6

Г. И. Сокол, Е. Г. Крылова

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

О РОЛИ ИНФРАЗВУКА ВО ВЛИЯНИИ КОСМИЧЕСКОЙ ПОГОДЫ НА КЛИМАТ И БИОСФЕРУ ЗЕМЛИ

Розглянуто інфразвук як елемент, що здійснює зв'язок між характеристиками космічної погоди, кліматом і біосферою Землі. Інфразвук розглянуто як фактор, який є інформативним параметром у реєстрації природних і техногенних катастроф. Підкреслено необхідність посилення ролі космічних апаратів у дослідженнях біосфери Землі.

Ключові слова: акустичні коливання в атмосфері Землі, інфразвук, клімат, космічна погода, біосфера.

Рассмотрен инфразвук как элемент, осуществляющий связь между характеристиками космической погоды, климатом и биосферой Земли. Инфразвук рассмотрен как фактор, являющийся информативным параметром в регистрации природных и техногенных катастроф. Подчеркивается необходимость усиления роли космических аппаратов в исследованиях биосферы Земли.

Ключевые слова: акустические колебания в атмосфере Земли, инфразвук, климат, космическая погода, биосфера.

Infrasound as an element in communication between the characteristics of space weather, climate and biosphere of the Earth is considered. Infrasound as a factor, which it is as informative parameter in the natural and man-made disasters registration is considered. Emphasizes that, it is needed the strength of the satellites role in the study of Earth's biosphere to increase.

Key words: acoustic oscillations in the Earth's atmosphere, infrasound, climate, space weather, the biosphere.

Введение. В XX веке возникла проблема обнаружения и описания связи солнечной активности (фактора «космической погоды») с состоянием здоровья живых организмов. Здесь уместно вспомнить, что 2013 год назван годом академика Владимира Ивановича Вернадского, который ввел понятие биосферы Земли [10]. В годы жизни В. И. Вернадского еще не наступила эра использования космических аппаратов для регистрации природных и техногенных катастроф, изменений климата Земли. Поэтому термин «космическая погода» появился гораздо позже. Только с началом космической эры стало возможным наблюдение за состоянием планеты Земля, а значит, и стали возможными ширококомасштабные наблюдения за изменением климата [4, 14].

Состояние биосферы неразрывно связано с климатическими изменениями на планете Земля, с проявлением природных и техногенных явлений, часто проявляющихся как катастрофы для всего живого на Земле. Ранее уже сделана попытка [7–9, 12, 13] связать взаимодействие факторов космической погоды с параметрами организмов людей через распространение инфразвука в атмосфере Земли.

Целью настоящей работы стало определение роли инфразвука во взаимодействии между собой космической погоды, климата и биосферы Земли.

Основная часть. Инфразвуковые акустические колебания заняли важное место в научных исследованиях только со второй половины XX столетия. Неблагоприятное влияние на организм человека низкочастотных акустических колебаний и, в частности, инфразвука (ИЗ) и инфразвукового шума (ИЗ-шума) широко деба-

тируется в научной литературе (L. Pimonov, V. Gavro, Э. Н. Малышев, М. А. Исакович, А. В. Римский-Корсаков) [8]. Известно положительное и негативное воздействие акустических полей на человеческий организм. Обширные исследования источников инфразвука проводились в НИИ строительной физики г. Москва), а исследования влияния инфразвука на человека – в Ленинградском санитарно-гигиеническом медицинском институте и НИИ гигиены труда и профзаболеваний АМН СССР (г. Москва).

Наиболее общими физическими эффектами, наблюдаемыми при воздействии инфразвука на организм, являются изменение ритмов дыхания и биений сердца, расстройства желудка и центральной нервной системы, головные боли. Инфразвук больших уровней (более 140 дБ) при кратковременном воздействии вызывает тошноту, боли в желудке, головные боли, головокружение, чувство беспокойства.

При интеллектуальном труде в тихом помещении едва заметный на слух инфразвук через 2 часа вызывает тошноту и утомление. Известно, что инфразвуковые колебания даже небольшой интенсивности влияют на организм человека: вызывают тошноту и звон в ушах, уменьшают остроту зрения. Колебания средней интенсивности могут стать причиной расстройства пищеварения, нарушения функций мозга с самыми неожиданными последствиями. Инфразвук высокой интенсивности, влекущий за собой резонанс, приводит к нарушению работы практически всех внутренних органов, возможен смертельный исход из-за остановки сердца, или разрыва кровеносных сосудов. В настоящее время список ученых-исследователей действия инфразвука на живые организмы можно значительно увеличить.

Известны данные об аномальном поведении птиц, животных, рыб, а также об ухудшении самочувствия людей при распространении низкочастотных акустических колебаний перед землетрясениями, извержениями вулканов, торнадо, тайфунами [8, 12], что связывают с воздействием инфразвука – предвестника природных катастроф. Среди последних работ по инфразвуку, генерируемого при образовании торнадо, известны работы, которые опубликовал в американском журнале *Physics Today* ученый Alfred J. Bedard [12]. На рис. 1 представлен вихрь в атмосфере и распространяющиеся от эпицентра волны давления.

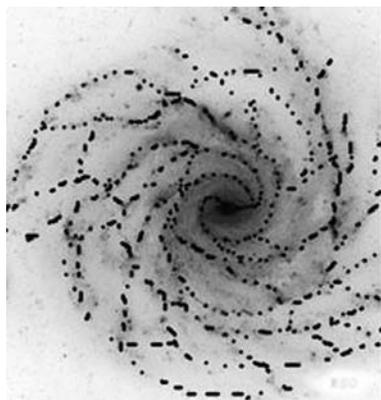


Рис. 1. Вихрь в атмосфере

В [6, 9] систематизированы источники инфразвука в атмосфере Земли. В [3] В. И. Красовский предложил деление атмосферы на верхнюю и нижнюю. Он рассмотрел связь инфразвука с явлениями в верхней и нижней частях атмосферы. Поскольку колебания атмосферы совершаются в основном без потери энергии (адиабатически), в атмосфере из-за расширения вверх воздух сильно охлаждается. В результате здесь образуются серебристые облака. Процесс носит явный характер, если здесь содержатся пылевые продукты метеоритного происхождения. В серебристых облаках при ракетных исследованиях были обнаружены очень мелкие метеоритные пылинки, покрытые корочкой льда.

В верхней атмосфере на высоте 80–85 км расположен звуковой канал, который насыщен инфразвуковыми волнами. Именно эти волны оказывают влияние на формирование серебристых облаков. Тонкие слои серебристых облаков на высоте около 80 км обычно обладают весьма развитой и очень подвижной волновой

структурой, которая является наглядным свидетельством существования в верхней атмосфере инфразвуковых волн самых разнообразных частот и амплитуд. Движения атмосферы в результате инфразвуковых колебаний трудно отличить от кратковременных ветров различных горизонтальных и вертикальных направлений, если для этой цели пользоваться только результатами одиночных вертикальных зондирований.

Серебристые облака никогда не проливаются осадками на Землю. Но эта облачность влияет на климат Земли. Наиболее вероятные поставщики инфразвука в верхнюю атмосферу – землетрясения и извержения вулканов. Можно сделать вывод, что эти процессы влияют на климат Земли путем формирования облачности над Землей в верхней атмосфере (рис. 2).



Рис. 2. Серебристые облака

Выше звукового канала плотность атмосферы падает, что приводит к повышению амплитуды инфразвуковых волн. Поэтому инфразвуковые волны способствуют раздуванию атмосферы, что, несомненно, должно оказывать влияние на климат Земли.

Переход нейтрального газа в ионизированный приводит к появлению в верхней атмосфере ионизированных цепочек, которые располагаются по меридианам. Эти цепочки флуктуируют, что приводит к флуктуациям нейтральной среды в виде волн, частоты которых инфразвуковые. Таким образом, инфразвуковые волны в нейтральной атмосфере связаны с ионизированной частью верхней атмосферы. Необходимо выяснить, как увеличение амплитуд инфразвуковых волн и смена направления их движения взаимодействует с ионизацией атмосферы и влияет на здоровье человека.

В работах известных ученых В. И. Вернадского, А. Л. Чижевского рассматривались условия взаимодействия биосферы с атмосферными и космическими явлениями на основе наблюдений и по статистическим материалам. Со второй половины XX века наблюдения за состоянием атмосферы и климатом Земли стали проводиться посредством космических аппаратов. Были проведены многочисленные исследования по взаимодействию между собой солнечного излучения, землетрясений, облачности, потоков космических частиц, полярных сияний, ионизации атмосферы [3, 5, 11]. Появилась новая терминология. В широком употреблении

термин «Космическая погода» (англ. Space weather) появился в 90-х годах XX века как охватывающий наиболее практически важные аспекты науки о солнечно-земных связях. Раздел научных знаний, называемый «Солнечно-земные связи», посвящен изучению совокупности всех возможных взаимодействий гелио- и геофизических явлений. Эта наука лежит на стыке физики Солнца, солнечной системы и геофизики. Она занимается исследованием влияния солнечной переменной активности через межпланетную среду на Землю, в частности на магнитосферу, ионосферу, атмосферу Земли. В строго научном смысле к космической погоде относится динамическая (с характерным временем – сутки и менее) часть солнечно-земных связей, а по аналогии с земными процессами – более стационарная часть, часто называемая «Космический климат».

До сих пор к тематике космической погоды относили вопросы прогноза солнечной и геомагнитной активности, исследования воздействия солнечных факторов на технические (радиопомехи, радиационная обстановка и пр.) и биологические системы и людей. Космическая погода – относительно молодая область науки. В интернете можно найти даже специальный сайт, который посвящен этой новой области. Сайт имеет разделы: «Словарик» – небольшой словарь терминов космической погоды; «Сейчас» – отражает, каково состояние космической погоды в настоящее время, т.е. уровень солнечной активности и состояние геомагнитного поля в реальном времени; «Шкалы» – шкалы уровней космической погоды, составленные аналогично шкале Рихтера для землетрясений, они помогают оценить возможные последствия для Земли в зависимости от силы космических бурь; «Супер Бури» – наиболее мощные удары Космоса по Земле с 1700 г. и их последствия; «Биосфера» – модель по А. Л. Чижевскому.

Проблема обнаружения и описания связи описанных выше явлений в атмосфере и коре Земли с биосферой может быть решена через распространение ИЗ в верхней и нижней атмосфере Земли. Используя современные компьютеры, можно рассчитывать движение инфразвуковых волн в атмосфере и использовать эту информацию для предсказания погоды.

Формированием космической и атмосферной погодами, изменениями климата Земли занимаются сейчас в мире многие организации. В Украине это Государственное космическое агентство Украины (ГКАУ), организации входящие в его структуры из Киева, Днепропетровска, Львова, Крыма. От ЮНЕСКО – Межправительственная Океанографическая комиссия Intergovernmental Oceanographic Commission (IOC of UNESCO), Международная метеорологическая организация World Meteorological Organization (WMO). В США – Национальный центр для исследования атмосферы National Center for Atmospheric Research (NCAR), Colorado, Boulder; Корпорация университетов для исследований атмосферы University Corporation for Atmospheric Research (UCAR), Межгосударственная группа экспертов по изменению климата (МГЭИК) ООН, согласованная с национальными академиями наук стран «Большой восьмёрки» (Group of eight, G8). Большая восьмёрка – международный клуб, объединяющий правительства Великобритании, Германии, Италии, Канады, России, США, Франции и Японии) и другие [4, 14].

Разработаны программы по исследованию изменения климата Земли. Это Мировая программа по исследованию погоды World Weather Research Program (WWRP), Мировая программа по исследованию климата World Climate Research Program (WCRP, по-русски ВПИК), Международная программа по геосфере и биосфере International Geosphere Biosphere Program (IGBP) и другие. Для того чтобы наука о климате шагала в ногу с потребностями общества, необходимо создание систем, объединяющих космические и наземные наблюдения, которые точно фиксируют ключевые климатические переменные в масштабах от региональных до глобальных и устойчиво функционируют на протяжении десятилетий для

определения климатических трендов и колебаний. Составные части проблематики в климате Земли это: атмосферная динамика и климат; океаны и климат; Земля, вода и климат; облака; аэрозоли и климат; компоненты атмосферы; взаимодействие биогеохимической компоненты экосистемы и человека с климатом и их комплексное влияние на систему всей Земли; длительные термальные изменения климата; региональные климатические состояния Африки, Азии, Австралии; ледяные покровы поверхности Земли и их влияние на будущие климатические изменения; влияние выбросов углекислого газа на климат Земли. Основные научные задачи ВПИК: определить предсказуемость климата, а также определить степень влияния человека на климатическую систему в этом аспекте.

Взаимодействие генерируемых в атмосфере Земли во время землетрясений и распространяющихся в верхние слои атмосферы инфразвуковых волн с солнечным излучением изучалось Украинским институтом Космических исследований ГКАУ (А. А. Негодой, С. А. Сорокой и другими учеными) [5]. Исходя из того факта, что максимальные значения амплитуд инфразвука наблюдались в моменты снижения СА, была выдвинута гипотеза, что уровень инфразвука в атмосфере зависит от галактических космических лучей (ГКЛ). Известно, что солнечная активность и количество ИЗ в верхней атмосфере взаимосвязаны обратно пропорционально (рис. 3). Бесспорно доказано влияние солнечной активности на здоровье человека. Необходимо исследовать, как влияет на здоровье человека взаимосвязь между ИЗ и солнечной активностью.

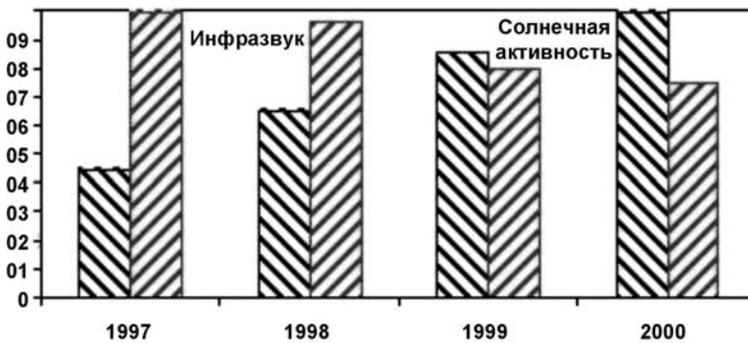


Рис. 3. Энергия инфразвука и солнечная активность в период 1997–2000 г.

Сценарий связи СА с инфразвуком в атмосфере сводится к следующей схеме. Изменения СА приводят к модуляции ГКЛ. Модулированный поток ГКЛ при взаимодействии с нижней атмосферой изменяет ее прозрачность путем образования аэрозолей и вариаций малых составляющих атмосферы (NO_2 , H_2O , O_3 и др.). Вследствие изменения солнечной энергии в атмосфере в различных зонах атмосферы образуются температурные градиенты и тепловые неустойчивости, порождающие ИКА. Образовавшийся инфразвук может влиять на флуктуации интенсивности взаимодействия космических лучей с атмосферными аэрозолями.

Фактором, оказывающим значительное влияние на инфразвуковые колебания атмосферы (ИКА), является сейсмическая активность, причём она может быть внешним воздействием на подготовительные процессы и их результатом. Связь интенсивности сейсмических процессов с солнечной активностью была обнаружена при анализе глобальной сейсмичности и 11-летних солнечных циклов. Влияние сейсмической активности на ИКА является очень сложным процессом и не сводится только к поршневому излучению колеблющихся литосферных плит. Здесь необходимо учитывать разнообразные физико-химические про-



Рис. 4. Генератор инфразвука вертикального типа Львовского отделения института космических исследований НАНУ

цессы как в литосфере, так и в атмосфере. ИКА могут порождаться газовыми выделениями из трещин литосферы при возрастании сейсмической активности, колебаниями литосферных плит, аэрозольными неоднородностями в атмосфере. ИКА могут создавать на поверхности Земли знакопеременные напряжения и проникать на значительные глубины в литосферу. Проникая в литосферу, инфразвуковые колебания влияют на скорость перемещения флюидов, теллурические электрические поля и на локальные сейсмические колебания. Такие процессы происходят на больших территориях и могут оказывать существенное влияние на сейсмическую активность. Таким образом, инфразвук в атмосфере может быть как результатом сейсмических колебаний, так и активно влиять на них. В характере взаимодействия колебательной энергией между литосферой и атмосферой могут проявляться процессы подготовки крупных землетрясений.

Глубокий анализ какого-либо явления невозможен без проведения натурных экспериментов. Для воздействия на атмосферу во время экспериментов разработаны генераторы инфразвука.

Генератор Львовского отделения ИКИ НАНУ представлен на рис. 4. Он может быть использован для регулирования выпадения осадков.

В Днепропетровском национальном университете разработан генератор горизонтально-осевого мембранного типа, работающий на частоте 20 Гц (рис. 5) [1].

Экспериментальный генератор низкочастотного звука 100 Гц (рис. 6) был использован в США как радар для определения температуры в атмосфере до высоты 20 км [12]. Диаметр выходного сечения рупора составил 3 м.

Там же создан генератор Гельмгольца, работающий на частотах 10–50 Гц (рис. 7).

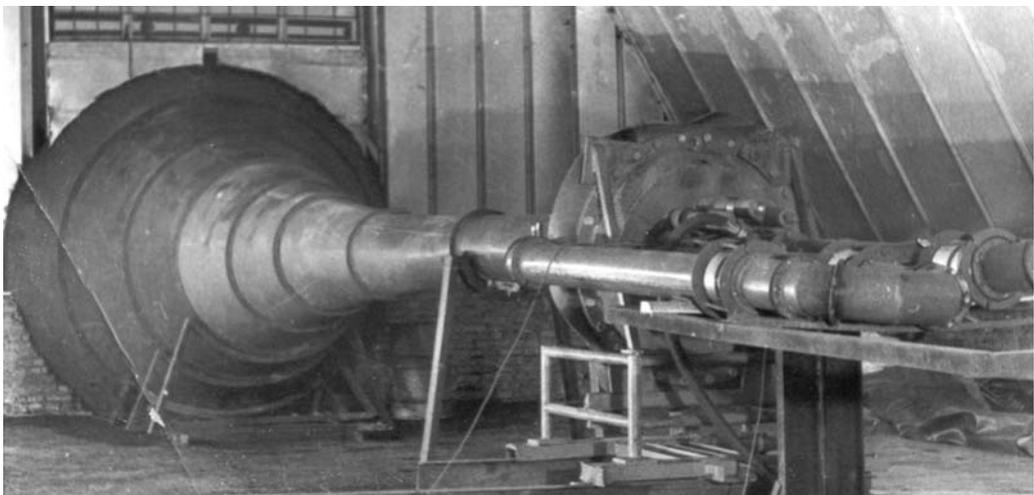


Рис. 5. Акустический генератор МГФ-80-1 разработки Днепропетровского национального университета



Рис. 6. Генератор низкочастотных акустических колебаний (США, Колорадо [12])



Рис. 7. Низкочастотный акустический излучатель типа резонатора Гельмгольца (США, Колорадо [12])

На рис. 8 показана низкочастотная акустическая антенна, предназначенная для регистрирования инфразвуковых колебаний, распространяющихся в атмосфере.

С генерированием инфразвука в верхней атмосфере связаны полярные сияния. Спектр полярных сияний состоит из систем полос нейтрального и ионизированного молекулярного азота и кислорода. Излучение с $\lambda = 3914 \text{ \AA}$ ионизированного азота наряду с $\lambda = 5577 \text{ \AA}$ является самым ярким в видимой части спектра от 3800 до 7000 \AA . Полярные сияния испускают инфразвуковые волны с периодами от 10 до 100 с, которые сопровождаются колебаниями атмосферного давления с амплитудой от 0,1 до 1 Па. Если в верхней атмосфере действительно присутствуют инфразвуковые волны, то они неизбежно будут приводить к соответствующим вариациям геомагнитного поля, поскольку верхняя атмосфера (ионосфера) обладает значительной электропроводимостью [3].

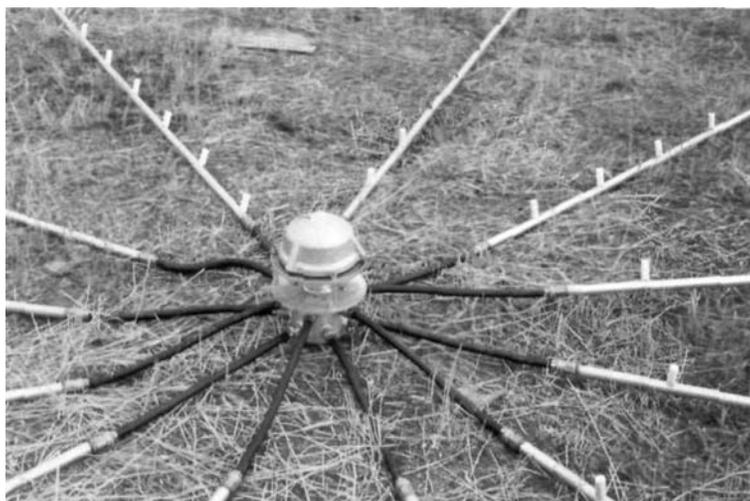


Рис. 8. Низкочастотная акустическая антенна, предназначенная для регистрирования инфразвуковых колебаний, распространяющихся в атмосфере (США, Колорадо [12])

Замечено, что наибольшего уровня инфразвуковой фон достигает во время максимального прогрева атмосферы. Одной из причин этого явления являются лесные пожары. Леса принимают участие и в стабилизации природных процессов. Они регулируют сток воды, интенсивность снеготаяния; выравнивают температурный режим, снижая амплитуду колебаний, очищают воду и воздух от механических и иных примесей. Леса стабилизируют атмосферу, снижая скорость ветра, поглощая или конденсируя вредные для человека газы и выделяя кислород. Леса подавляют развитие болезнетворных микробов; уменьшают шумы. За последние два года реальность таких процессов подтверждена. Уже давно источником разогревания верхней атмосферы представляются все виды инфразвуковых колебаний, включая и внутренние гравитационные волны. Наиболее активно изучал эти явления канадский геофизик Хайнс [7].

Затухание инфразвука в атмосфере мало, что объясняется пропорциональностью коэффициента затухания квадрату частоты. Поэтому иногда инфразвук называют «акустическим нейтрино».

Поглощение энергии инфразвуковых волн частотой 0,1 Гц в нижних слоях атмосферы составляет $2 \cdot 10^{-9}$ дБ/км. Поэтому реально достижение слоев ионосферы инфразвуковыми волнами, генерируемыми в атмосфере Земли при работе вертикально-осевых ветроагрегатов [2]. То есть при работе вертикально-осевых ветроагрегатов большой мощности в атмосфере возможны проявления тех же эффектов, что и при землетрясениях.

Выводы. Рассмотрена взаимная связь космической погоды, климата и характеристик биосферы Земли посредством связующего звена – инфразвука.

Библиографические ссылки

1. А. с. 202171 СССР, М. Кл. В 06b 1/20. Акустический излучатель / И. К. Косыко, Г. И. Сокол, В. Д. Бондарев, А. Г. Люлька, Ю. С. Михеев. – № 3060564/18-28 ; заявл. 28.02.1983; опубл. 26.04.1984.
2. Генерирование инфразвуковых волн вертикально-осевыми ветроагрегатами в атмосфере Земли / Г. И. Сокол, А. А. Приходько, Д. А. Редчиц [и др.] // Вісник Дніпропетр. нац. ун-ту. Серія «Ракетно-космічна техніка». – Д., 2007. – № 9/2. – С. 226–230.

3. **Красовский В. И.** Штили и штормы в верхней атмосфере / В. И. Красовский. – М. : Наука, 1971. – 136 с.
4. **Крылова Е. Г.** Ракетно-космическая техника – необходимый инструмент в изучении климата Земли (по итогам научной конференции по климату Земли) / Е. Г. Крылова, Г. И. Сокол // Материалы науч. конф. по климату Земли. Денвер, Колорадо, 24–28 окт. 2011 г. / Материалы Міжнар. наук.-практ. форуму «Наука і бізнес – основа розвитку економіки», 11–12 жовт. 2012 р., Дніпропетровськ, Україна. – Д. : ДНУ, 2012. – С. 71–73.
5. **Негода А. А.** Акустический канал космического влияния на биосферу Земли / А. А. Негода, С. А. Сорока // Космічна наука і технологія. – 2001. – Т. 16, № 5/6. – С. 85–93.
6. **Сокол Г. И.** Инфразвук в атмосфере Земли от природных явлений и результатов деятельности человека / Г. И. Сокол, М. Е. Харченко // Материалы II МНК «Прикладні проблеми аерогідромеханіки та тепломасопереносу», 13–15 листоп. 2008 р., Дніпропетровськ, Україна. – Д. : ДНУ, 2008. – С. 143–145.
7. **Сокол Г. И.** Инфразвук и космическая погода / Г. И. Сокол // Космическая техника и ракетное вооружение : сб. науч.-техн. ст. – 2012. – Вып. 1. – Д. : ГП КБ «Южное». – С. 329–340.
8. **Сокол Г. И.** Особенности инфразвуковых процессов в инфразвуковом диапазоне частот / Г. И. Сокол. – Д. : Промінь, 2000. – 136 с.
9. **Сокол Г. И.** Экологическая проблема взаимодействия инфразвука с атмосферными явлениями / Г. И. Сокол, М. В. Харченко // Сб. науч. трудов СНУЯЭ и П. – 2009. – Вып. 3 (31). – С. 86–95.
10. **Сокол Г. И.** Про роль інфразвуку у взаємозв'язку космічної погоди з біосферою Землі / Г. І. Сокол // Материалы Обласного наук.-практ. круглого столу «Формування екологічно-компетентної особливості на засадах випереджаючої освіти для сталого розвитку, присвячений 150-річчю з дня народження В. І. Вернадського», 20 верес. 2012 р., Дніпропетровськ, Україна. – Д., 2012. – С. 2.
11. **Черемних О. К.** Космічна погода. Механізми і прояви / О. К. Черемних, І. О. Кременецкий. – К. : Наук. думка, 2008. – 264 с.
12. **Bedard Alfred J. Jr.** Atmospheric Infrasound / Alfred J. Bedard Jr, Thomas M. Georges // Physics Today. – 2000. – March. – 8 p.
13. **Krylova E.** Propagation of Infrasound in the Atmosphere of the Earth / E. Krylova, G. Sokol // Вісник Дніпропетр. ун-ту. – 2012. – Т. 20, № 4. – Серія: Ракетно-космічна техніка. – Вип. 16, т. 2. – С. 36–41.
14. **Sokol G.** Influence of Infrasound on the Climate of Earth / G. Sokol, E. Krylova, S. Konjukhov // Conference of World Climat Research Programme (WCRP) «Climat Research in Service to Society», 24-28 October 2011, Denver, Colorado, USA. Session C 8: Abstracts – Denver, 2011, Atmospheric Dynamics, Posters M 86 A.

Надійшла до редколегії 16.05.2013.

З М І С Т

Авдєєв В. В. Міжкорекційний інтервал кутової відстані у групі із двох супутників	3
Грошелєв Д. Г., Кулабухов А. М. Однобазовый интерференционный метод угловой ориентации космического аппарата	9
Деревянко И. И. Обработка и статистический анализ экспериментальных магнитометрических измерений сварных соединений	16
Джур Е. А., Мамчур С. И., Мамчур И. А., Носова Т. В., Могила М. В., Наливайко А. О. Исследование взаимодействия разнородных материалов при диффузионной сварке для изделий ракетостроения	26
Калинина Н. Е., Джур Е. А., Вилищук З. В., Носова Т. В., Агапов В. А. Повышение механических свойств при изменении структуры способом наномодифицирования алюминиевых сплавов	29
Коломієць Н. В. Побудова низькоорбітальної групи супутників двигуном малої тяги	34
Кошовий М. Д., Рожнова Т. Г. Порівняльний аналіз авіаційних аерометричних датчиків тиску	41
Ларин В. А., Тищенко А. В. Управление угловой ориентацией малых космических аппаратов	48
Лысенко Н. А. Оценка эффективности решающих правил контроля в условиях ограниченной априорной информации	52
Мазуренко В. Б. Повышение энергетических характеристик ракет-носителей методом модификации критерия полноты использования объема топливных баков	61
Манько Т. А., Рыбалко А. В. Селективный метод отверждения эпоксидных связующих для создания тонкостенных высокопрочных конструкций	69
Маштак И. В., Шептун А. Д. Однопунктовая баллистическая технология определения параметров орбит спутников. Точность прогнозирования полета	73
Пицьк Л. Е. Расчет сопротивления тел с шероховатыми поверхностями при турбулентных режимах обтекания	79
Сокол Г. И., Крылова Е. Г. О роли инфразвука во влиянии космической погоды на климат и биосферу Земли	85

Наукове видання

**ВІСНИК
ДНІПРОПЕТРОВСЬКОГО УНІВЕРСИТЕТУ**

**Науковий журнал
Заснований у 1993 р.**

Серія:
РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА
Випуск 16, том 1

Українською та російською мовами

**Свідоцтво про державну реєстрацію
державного засобу масової інформації
серія КВ № 7898 від 17.09.2003 р.**

Редактор, коректор *Т. А. Ягельська*

Підписано до друку .2013.
Формат 70×108 $\frac{1}{16}$. Папір . Друк . Гарнітура Times
Ум. друк. арк. . Тираж 100 пр. Зам. № .

Видавництво і друкарня «Ліра».
49038, м. Дніпропетровськ, пл. Десантників, 1.
Свідоцтво про внесення до Держреєстру ДК № 188 від 19.09.2000 р.