

**Міністерство освіти і науки України
Дніпропетровський національний університет
імені Олеся Гончара**

СИСТЕМНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК АЕРОКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Збірник наукових праць

Том XVIII

Міністерство освіти і науки України
Дніпропетровський національний університет
імені Олеся Гончара

СИСТЕМНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК АЕРОКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

Збірник наукових праць

Том XVIII

*За науковою редакцією
доктора техн. наук, професора С. О. Давидова*

Дніпропетровськ
«Ліра»
2015

УДК 629.7.01

ББК 63.3(4Укр.-4Дні) я 5

С 41

*Друкується за рішенням Вченої ради
Дніпропетровського національного університету
імені Олеся Гончара згідно із затвердженим планом видань на 2015 рік
(протокол № 6 від 18.12.2014)
Упорядник: К. В. Геті*

Науковий редактор: Давидов С. О. – д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектування та конструкцій фіз.-техн. ф-ту ДНУ

Редакційна колегія: Горбулін В.П. – д-р техн. наук, акад., Національна академія наук України; Джур Є. О. – д-р техн. наук, проф. каф. технології виробництва фіз.-техн. ф-ту ДНУ; Манько Т. А. – д-р техн. наук, проф. каф. технології виробництва фіз.-техн. ф-ту ДНУ; Дронь М. М. – д-р техн. наук, проф. каф. проектування та конструкцій фіз.-техн. ф-ту ДНУ; Шептун Ю. Д. – д-р техн. наук, проф., зав. каф. робото-технічних систем фіз.-техн. ф-ту ДНУ; Газарханов Е.Т. – д-р техн. наук, проф., пом. Ректора Національної академії авіації, Баку, Азербайджан; Бйонг Ю.Х. – д-р техн. наук, проф., університет Конкук, Сеул, Корея

Відповідальний секретар: Геті К. В. – доцент кафедри аерогідромеханіки та енергомасопереносу механіко-математичного факультету ДНУ ім. О.Гончара.

Рецензенти: Беляєв М. М. – д-р фіз.-мат. наук, проф., зав. каф. гідравліки та водопостачання Дніпропетровського національного університету залізничного транспорту ім. академіка В. Лазаряна;

Книш Л. І. – д-р. тех. наук, проф. каф. аерогідромеханіки та енергомасопереносу механіко-математичного факультету ДНУ ім. О.Гончара.

Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: 3б. наук. пр. / наук. ред. д-р техн. наук С. О. Давидов. – Д.: Ліра, 2015. – 130 с.
ISBN 978-966-383-609-6

Наведено результати досліджень у галузі оптимального проектування, аналізу надійності та динаміки аерокосмічних систем, експериментальних та числових досліджень процесів в окремих підсистемах аерокосмічної техніки. Праці мають практичну спрямованість. Їхньою метою є підвищення ефективності та удосконалення процесу створення аерокосмічної техніки.

Збірник розрахований на фахівців у галузі проектування аерокосмічної техніки, а також аспірантів та студентів відповідних спеціальностей.

УДК 629.7.01

ББК 63.3(4Укр.-4Дні) я 5

ISBN 978-966-383-609-6

©Геті К.В., упорядкування, 2015

УДК 629.764

В.В. Авдєєв

Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара

КРИТЕРІЙ ОПТИМАЛЬНОСТІ І ПОКАЗНИКИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЕРТАЛЬНОГО РУХУ РАКЕТИ

Установлено зв'язок між похибками компенсації збурювального прискорення, тривалістю перехідного процесу, енергетичними витратами, вимогами до швидкодії виконавчого пристрою і коефіцієнтами критерію оптимальності, що знайшов використання у методі аналітичного конструювання регуляторів.

Ключові слова: критерій оптимальності, показники стабілізації, похибка компенсації, енергетичні витрати

Установлена связь между погрешностями компенсации возмущающего ускорения, продолжительностью переходного процесса, энергетическими затратами, требованиями к быстродействию исполнительного устройства и коэффициентами критерия оптимальности, которая используется в методе аналитического конструирования регуляторов.

Ключевые слова: критерий оптимальности, показатели стабилизации, погрешность компенсации, энергетические затраты

The relation between the error compensation of perturbing acceleration, duration of the transition process, energy costs, requirements to the speed of the actuator and the coefficients of the optimality criterion used in the method of analytical controllers design.

Keywords: optimality criterion, indicators of stabilization, the error compensation, energetics costs.

До основних показників системи стабілізації прийнято відносити коефіцієнти похибок, запас стійкості і швидкодію, яку кількісно можна оцінити тривалістю перехідного процесу. На початковому етапі розробки системи управління ракети космічного призначення (РКП) проводиться дослідження процесу стабілізації плоского обертального руху спираючись на найпростішу математичну модель без врахування інерційності виконавчого пристрою і ланок, обумовлених кінцевою пружністю корпусу та коливаннями вільної поверхні компонентів палива [1]. Для вибору закону регулювання знайшли використання різні методи, зокрема, модального і оптимального управління, частотних характеристик і передатних функцій [2 – 6]. Одним із напрямів теорії оптимального управління є метод аналітичного конструювання регуляторів [5], започаткований у роботах А.М. Лєтова. Труднощі при використанні цього методу полягають в необхідності розв'язку системи нелінійних алгебраїчних рівнянь, число яких набагато перевищує порядок системи, а також у виборі критерію для оптимізації.

Задача даної роботи – встановлення зв'язку між коефіцієнтами критерію: мінімум середнього значення суми квадратів координат вектору стану і

показниками стабілізації плоского обертального руху РКП: похибки компенсації збурювального прискорення, швидкодія та інші.

Один із варіантів моделі об'єкта управління у роботі [5] – це система n лінійних диференціальних рівнянь першого порядку відносно координат вектора стану

$$\dot{x}_i + \sum_{k=1}^n a_{ik} x_k = m_i u, \quad i = \overline{1, n}, \quad (1)$$

де величини a_{ik} та m_i задані. Управління u мінімізує функціонал

$$I(u) = \int_0^{\infty} \left(\sum_{i=1}^n \beta_{ii} x_i^2 + u^2 \right) \cdot dt \quad (2)$$

при умові, що задані коефіцієнти критерію (2) β_{ii} додатні. Оптимальне лінійне управління

$$u = - \sum_{k=1}^n \left(\sum_{i=1}^n m_i \gamma_{ik} \right) \cdot x_k. \quad (3)$$

Коефіцієнти закону регулювання (3) $\gamma_{ik} = \gamma_{ki}$ визначаються системою із $n(n+1)/2$ нелінійних алгебраїчних рівнянь [5]

$$\sum_{p=1}^n (\gamma_{ip} \cdot a_{pk} + \gamma_{kp} \cdot a_{pi}) + \sum_{p=1}^n m_p \cdot \gamma_{pi} \cdot \sum_{p=1}^n m_p \cdot \gamma_{pk} = \beta_{ik}, \quad i, k = \overline{1, n}. \quad (4)$$

З використанням методу заморожених коефіцієнтів [3] найпростіша модель обертального руху РКП в одній із площин (рискання, тангажу чи крену) – це лінійне диференціальне рівняння другого порядку ($n=2$). Для цього випадку коефіцієнти $\gamma_{11}, \gamma_{12}, \gamma_{22}$ закону регулювання (3), який забезпечує мінімум критерію (2), відповідно до (4) визначаються з трьох алгебраїчних рівнянь:

$$\begin{aligned} 2 \cdot (\gamma_{11} \cdot a_{11} + \gamma_{12} \cdot a_{21}) + (m_1 \cdot \gamma_{11} + m_2 \cdot \gamma_{21})^2 &= \beta_{11}, \quad i=1, \quad k=1; \\ \gamma_{11} \cdot a_{12} + \gamma_{21} \cdot a_{11} + \gamma_{12} \cdot a_{22} + \gamma_{22} \cdot a_{21} + \\ + (m_1 \cdot \gamma_{11} + m_2 \cdot \gamma_{21}) \cdot (m_1 \cdot \gamma_{12} + m_2 \cdot \gamma_{22}) &= \beta_{12} = 0, \quad i=1, \quad k=2; \\ 2 \cdot (\gamma_{21} \cdot a_{12} + \gamma_{22} \cdot a_{22}) + (m_1 \cdot \gamma_{12} + m_2 \cdot \gamma_{22})^2 &= \beta_{22}, \quad i=2, \quad k=2. \end{aligned} \quad (5)$$

Коли об'єктом управління є обертальний рух РКП у площині рискання, то система рівнянь (1) матиме вигляд:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 - x_2 &= 0, \\ \dot{x}_2 - a'_{\psi\psi} x_2 - a_{\psi\psi} x_1 &= a_{\psi\delta} u, \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

де $x_1 = \psi$ – кут рискання; $x_2 = \dot{\psi}$ – кутова швидкість рискання; $u = \delta$ – кут повороту руля курсу; приймаючи до уваги (6) визначаємо коефіцієнти, що входять в (1, 5):

$$a_{11} = 0, \quad a_{12} = -1, \quad m_1 = 0, \quad a_{21} = -a_{\psi\psi}, \quad a_{22} = -a'_{\psi\psi}, \quad m_2 = a_{\psi\delta}. \quad (7)$$

Виражений через величини $\psi, \dot{\psi}, \delta$ критерій (2), мінімізація якого досягається використанням закону регулювання (3), такий:

$$I(\delta) = \int_0^{\infty} (\beta_{11} \cdot \psi^2 + \beta_{22} \cdot \dot{\psi}^2 + \delta^2) \cdot dt. \quad (8)$$

З першого рівняння (5) із урахуванням (7) визначається коефіцієнт закону регулювання (3)

$$\gamma_{12} = (a_{\psi\psi} \pm \sqrt{a_{\psi\psi}^2 + a_{\psi\delta}^2 \cdot \beta_{11}}) / a_{\psi\delta}^2. \quad (9)$$

Третє рівняння (5) дає:

$$\gamma_{22} = (a'_{\psi\psi} \pm \sqrt{(a'_{\psi\psi})^2 + a_{\psi\delta}^2 \cdot (2 \cdot \gamma_{12} + \beta_{22})}) / a_{\psi\delta}^2. \quad (10)$$

Оскільки згідно (6, 7) $m_1 = 0$, то визначення γ_{11} не є необхідним. Виходячи із фізичного смислу у рівняннях (9, 10) беремо знак «+». Відповідно до (3) закон регулювання у традиційному вигляді

$$u = \delta = -a_{\psi\delta} \cdot (\gamma_{12} \cdot \psi + \gamma_{22} \cdot \dot{\psi}) = k_{\psi} \cdot \psi + k'_{\psi} \cdot \dot{\psi}. \quad (11)$$

Співвідношення (9 – 11) встановлюють зв'язок коефіцієнтів β_{11}, β_{22} критерію (8) з коефіцієнтами рівнянь руху (6) і закону регулювання k_{ψ}, k'_{ψ} .

Точність стабілізації заданого кутового положення РКП при дії збурювального прискорення кількісно прийнято оцінювати коефіцієнтами похибок. Встановимо залежність векторів коефіцієнтів похибок від коефіцієнтів критерію (8) β_{11}, β_{22} . Коли збурювальне обертальне прискорення a_c має тільки постійну і лінійну залежність від часу t складові, то для визначення усталеного руху (після закінчення перехідного процесу) системи достатньо два вектори коефіцієнтів похибок er_0 та er_1 . З метою встановлення залежності цих векторів від коефіцієнтів рівнянь руху (6) і закону регулювання (11) k_{ψ}, k'_{ψ} із урахуванням збурювального прискорення a_c рівняння системи стабілізації обертального руху у площині рискання запишемо у вигляді

$$\dot{x} = a \cdot x + c \cdot a_c, \quad (12)$$

де

$$a = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ a_{\psi\delta} \cdot k_{\psi} + a_{\psi\psi} & a'_{\psi\psi} + a_{\psi\delta} \cdot k'_{\psi} \end{bmatrix}, \quad c = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad a_c = ac_0 + ac'_0 \cdot t.$$

Після закінчення перехідного процесу тривалістю T_p усталений обертальний рух РКП

$$x = er_0 \cdot a_c + er_1 \cdot ac'_0 = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad t > T_p. \quad (13)$$

З (13) виходить, що чим менше величини координат векторів коефіцієнтів похибок, тим краще точність стабілізації кутового положення РКП при дії прискорення a_c , яке переважно викликане відхиленням конструкції від геометричної та масової симетрії і боковим вітром..

Як відомо [7], вектори коефіцієнтів похибок er_0 та er_1 є функціями матриці a і вектора c (12):

$$er_0 = -a^{-1} \cdot c; \quad er_1 = -a^{-2} \cdot c. \quad (14)$$

Виходячи з (12, 14) після нескладних перетворень отримуємо:

$$er_0 = -\begin{bmatrix} 1/a_{21} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad er_1 = -\begin{bmatrix} -a_{22}/a_{21}^2 \\ 1/a_{21} \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Перехід від коефіцієнтів β_{11}, β_{22} критерію (8) до векторів (15) виконується з використанням співвідношень (9 – 12). Відповідно до них збільшення β_{11} веде до зростання елемента a_{21} матриці a і як результат до зменшення координати er_{01} (рис. 1), яка від β_{22} не залежить. Від коефіцієнтів критерію (8) також пропорційно зростає елемент a_{22} , але через його ділення на a_{21}^2 величина координати er_{11} вектора похибки er_1 обернено пропорційна коефіцієнту β_{11} і пропорційна коефіцієнту β_{22} (рис. 2).

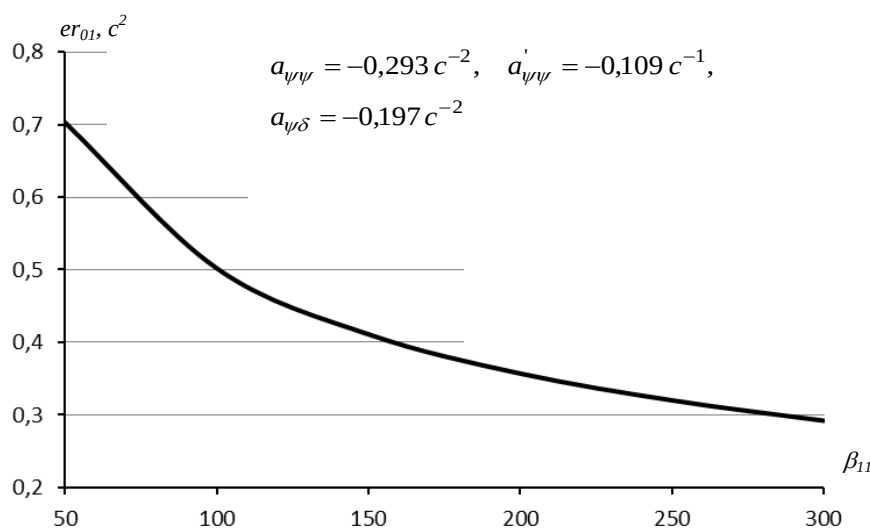


Рис. 1. Коефіцієнт помилки кута ризику.

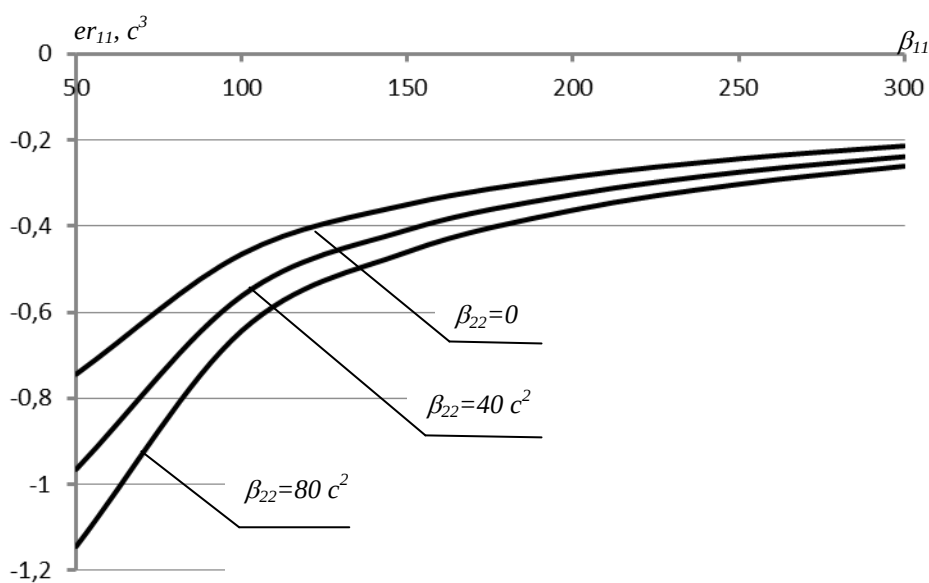


Рис. 2. Коефіцієнт помилки швидкості кута ризику.

Важливим показником системи стабілізації є швидкодія, яку кількісно прийнято оцінювати тривалістю перехідного процесу T_p , оцінку якої дають корені характеристичного поліному $Q(s) = s^2 - a_{22}s - a_{21}$, де s – змінна комплексного типу [7]. Як слідує з (9 – 11), коефіцієнт k_ψ' закону регулювання (11) пропорційний коефіцієнтам критерію (8). Відповідна залежність має місце і для дійсної частини коренів поліному $Q(s)$, яка обернено пропорційна T_p (рис. 3). Від якості перехідного процесу в певній мірі залежать енергетичні втрати РКП особливо на атмосферній ділянці траєкторії [3, 5].

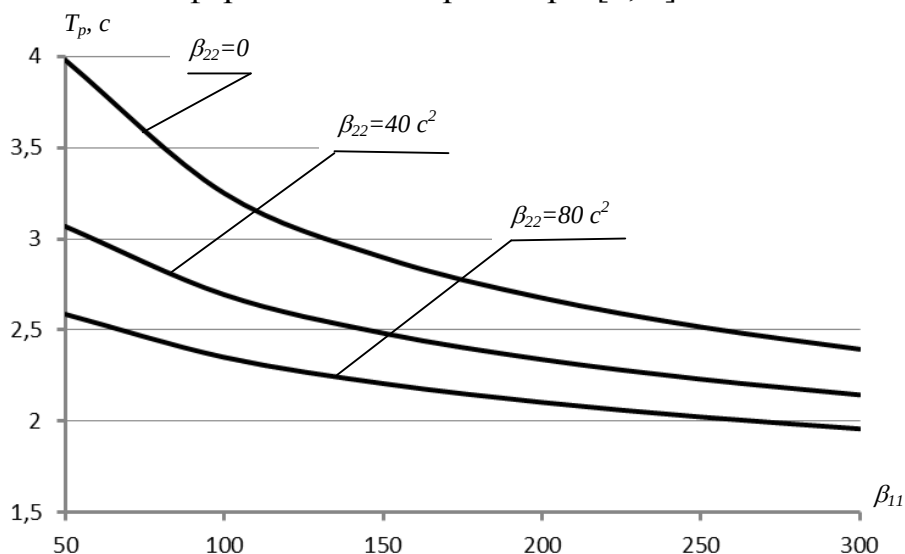


Рис. 3. Тривалість перехідного процесу.

Для кількісної оцінки цієї частини втрат можна використати величину

$$I_2 = \int_0^{3T_{p\max}} \psi(t)^2 \cdot dt. \quad (16)$$

Як показують розрахунки, оцінка (16) обернено пропорційна коефіцієнту критерію (8) β_{11} і пропорційна коефіцієнту β_{22} (рис. 4).

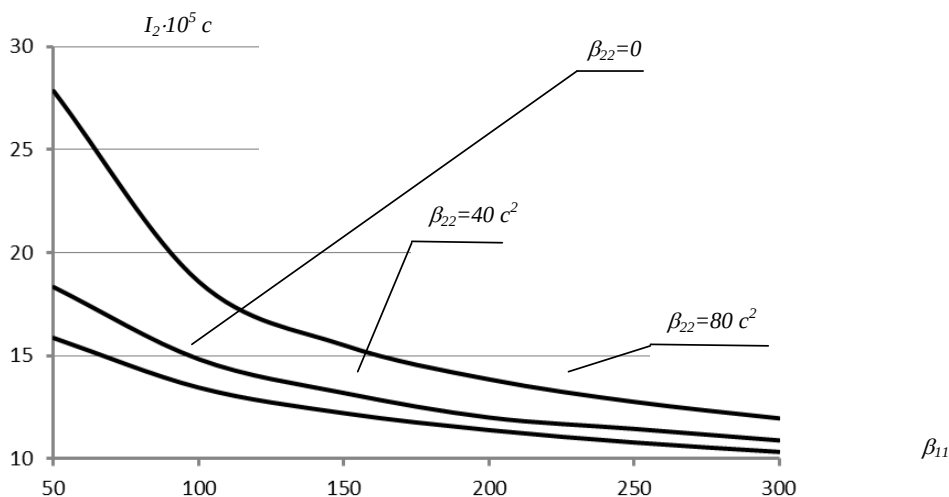


Рис. 4. Критерій (16) частини втрат енергетики РКП на перехідних процесах.

До розглянутих вище показників системи стабілізації обертального руху РКП слід віднести також вимоги до верхнього обмеження швидкості повороту руля $|\dot{\delta}|_{\max}$. Найпростіша модель (12) обертального руху РКП дає можливість аналітичного розв'язку, тобто визначення функцій $\psi(t)$, $\dot{\psi}(t)$, і з врахуванням закону регулювання (11) функції $\dot{\delta}(t)$. Оцінка $|\dot{\delta}|_{\max}$ пропорційна коефіцієнту β_{11} критерію (8) і обернено пропорційна коефіцієнту β_{22} цього критерію (рис. 5).

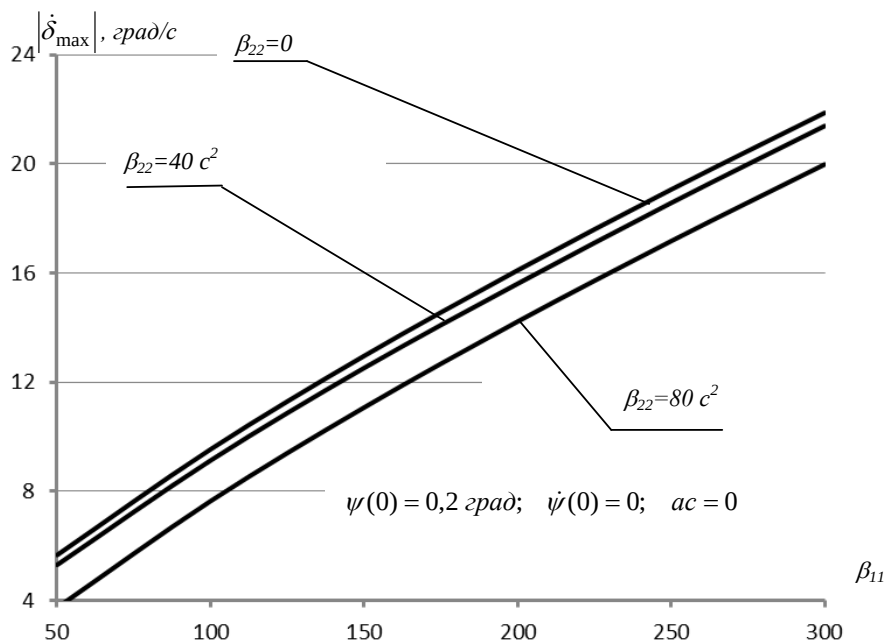


Рис. 5. Вимоги до максимальної швидкості повороту руля.

Висновки.

1. Встановлений зв'язок коефіцієнтів β_{11}, β_{22} критерію оптимальності (8) з показниками системи стабілізації плоского обертального руху РКП:

- збільшення β_{11} веде до покращення точності (рис. 1, 2), швидкодії (рис. 3) і зменшення частини енергетичних втрат на перехідних процесах (рис. 4), але призводить до зростання необхідної потужності виконавчого пристрою (рис. 5);
- збільшення β_{22} веде до погіршення точності стабілізації при непостійній величині збурювального прискорення (рис. 2), покращення швидкодії (рис. 3), зростання енергетичних витрат на перехідних процесах (рис. 4) і послаблення вимог до потужності виконавчого пристрою (рис. 5).

2. Отримані залежності встановлюють зв'язок між показниками системи стабілізації, тобто спираючись на заданий пріоритетний показник через коефіцієнти критерію оптимальності (8) визначаються інші.

Результати роботи можуть бути використані при проектуванні системи управління РКП як один з альтернативних методів визначення коефіцієнтів закону регулювання.

Наступним етапом може бути дослідження ефективності використання методів аналітичного конструювання регуляторів для моделей об'єкта, в яких у більш повній мірі враховується специфіка РКП.

Бібліографічні посилання

1. Айзенберг Я.Е. Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов / Я.Е. Айзенберг, В.Г. Сухоребрий // М.: Машиностроение, 1986. – 224 с.
2. Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами / Под ред. М.С. Хитрика и С.М. Федорова // М.: Машиностроение, 1976. – 272 с.
3. Игдалов И.М. Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и космических ступеней: монография / И.М. Игдалов, Л.Д. Кучма, Н.В. Поляков, Ю.Д. Шептун; под. ред. акад. С.Н. Конюхова. – Д. Изд-во Днепропетр. нац. ун-та, 2010. – 264 с.
4. Колесников К.С. Динамика ракет / К.С. Колесников // М.: Машиностроение, 1980. – 376 с.
5. Красовский А.А. Аналитическое конструирование контуров управления летательными аппаратами / А. А. Красовский // М.: Машиностроение, 1969. – 240 с.
6. Кузовков Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет) / Н.Т. Кузовков // М.: Высш. шк., 1976. – 364 с.
7. Справочник по теории автоматического управления / Под редакцией А.А. Красовского // М.: Наука, 1987. – 712 с.

Надійшла до редколегії 12.04.15

УДК 629.78:621.3

А. В. Борщёва, Т. В. Лабуткина

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

МОДЕЛИРОВАНИЕ КИНЕМАТИКИ СОСТАВНОЙ ЛИНИИ СВЯЗИ МЕЖДУ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ СПУТНИКОВОЙ СЕТИ С РАЗНОВЫСОТНЫМИ ОРБИТАЛЬНЫМИ ГРУППИРОВКАМИ

Представлена постановка задачи моделирования и анализа кинематики составной линии связи между узлами (космическими аппаратами) спутниковой сети, построенной на разнорысотных орбитальных группировках.

Предложены кинематические параметры для составной линии и ее элементарных отрезков. Определены условия для проверки существования элементарных и составных линий в топологии спутниковой сети.

***Ключевые слова:** межспутниковая связь, спутниковая система, разнорысотные орбитальные группировки, топология спутниковой сети, кинематика составной линии межспутниковой связи*

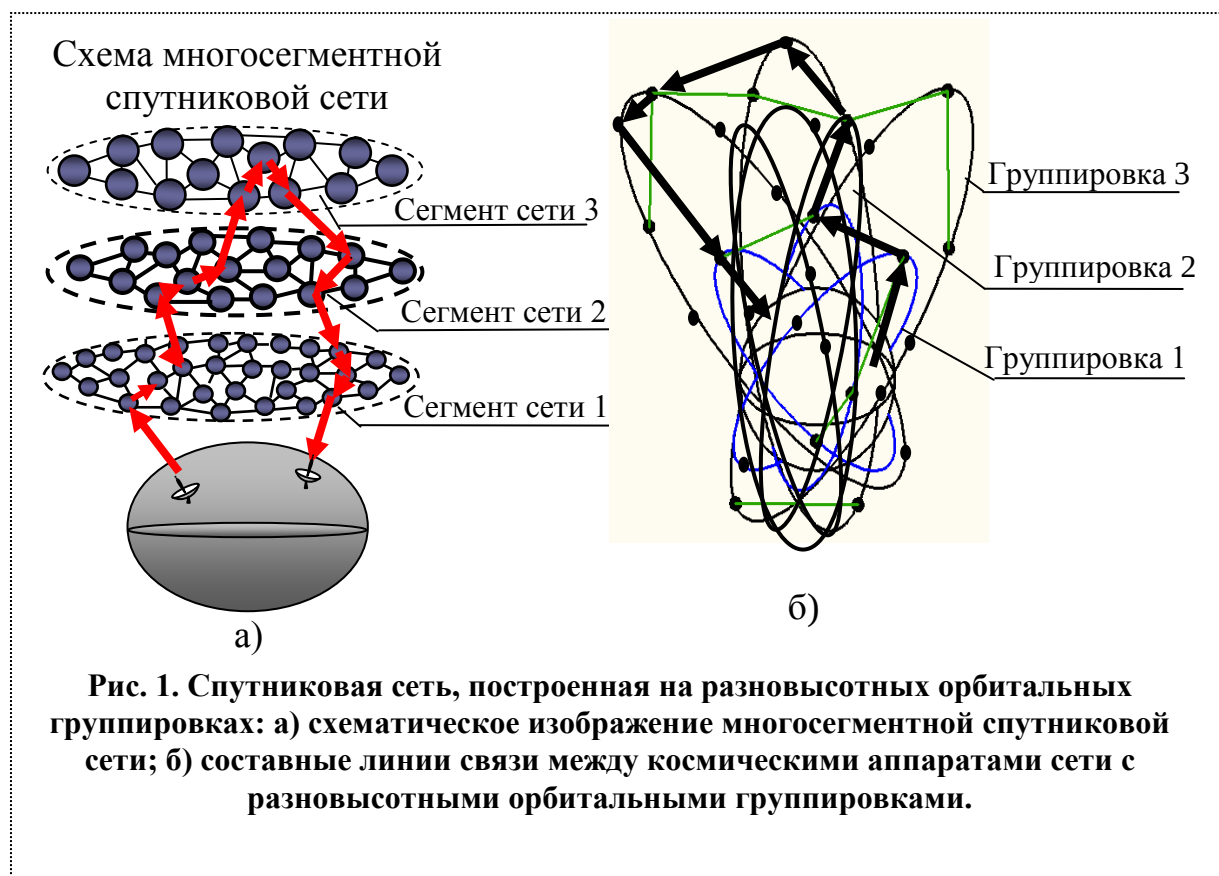
Представлена постановка задачі моделювання та аналізу кінематики складової лінії зв'язку між вузлами (космічними апаратами) супутникової мережі, яка побудована на орбітальних угруповання різної висоти. Запропоновані кінематичні параметри для складової лінії і її елементарних відрізків. Визначені умови для перевірки існування елементарних і складових ліній у топології супутникової мережі.

***Ключові слова:** міжсупутниковий зв'язок, супутникова система, різновисотні орбітальні угруповання, топологія супутникової мережі, кінематика складової лінії між супутникового зв'язку.*

The formulation of Problem of simulation and analysis of kinematics of a composite communication line between nets (space vehicles) of a satellite network which is built on orbit groups of different altitude is presented. The kinematic parameters of the composite line and its elementary segments are offered. Requirements for checkout of existence of the elementary and composite lines in topology of a satellite network are determined.

***Keywords:** intersatellite communication, a satellite system, orbital groups of different altitude, topology of a satellite net, kinematics of composite communication satellite line.*

Введение. Перспективным направлением развития спутниковых систем являются системы, в которых используется связь между космическими аппаратами [1-4]. Примерами таких систем являются системы Iridium и Teledesic. Появляются системы, в состав орбитальной (комплексной) группировки которых входит несколько подгруппировок космических аппаратов, построенных на однородных орбитах (значения эксцентриситета, большой полуоси, наклона орбиты и аргумента перигея одинаковы для всех космических аппаратов одной подгруппировки). Примеры таких систем Ellipso и Orbcomm (в этих системах пока не реализована межспутниковая связь). Выдвигаются концепции спутниковых систем, в которых реализованы межспутниковые линии как между космическими аппаратами одной подгруппировки, так и между космическими аппаратами разнорысотных подгруппировок [2-4]. Системы с межспутниковыми линиями связи можно рассматривать как сети связи, узлами которых являются космические аппараты. В спутниковой сети, построенной на нескольких разнорысотных орбитальных группировках, можно выделить несколько связанных между собой частей (назовем их сегментами сети). Узлы одного сегмента сети – космические аппараты, входящие в состав одной из орбитальных подгруппировок космического сегмента (схематическое изображение спутниковой сети с несколькими сегментами, представлено на рис. 1а).



Реализация спутниковых сетей связи предполагает поддерживать с требуемой точностью положение космического аппарата на номинальной орбите и его угловую ориентацию. Обеспечение направления линии связи от передающего космического аппарата к принимающему достигается путем управления ориентацией линии связи. Такой подход удобно реализовать при использовании для межспутниковой связи фазированных антенных решеток или оптических линий связи.

Будем полагать, что космический аппарат в общем случае может связываться с космическими аппаратами, находящимися в одном с ним сегменте сети (в одной орбитальной подгруппировке), а также с космическими аппаратами более низких и более высоких подгруппировок (рис. 1б). Линии связи, которые устанавливает космический аппарат с другими космическими аппаратами, могут быть шести типов, которые можно разделить на три группы (рис. 2). В общем случае космический аппарат может реализовать n_{ak} связей k -той группы, число n_{ak} определяется числом установок связи для реализации линий k -того типа. Типы линий 1 и 2 (первая группа связей) – линии связи космического аппарата с космическим аппаратом, находящимися в более высокой или более низкой подгруппировке соответственно (рис. 2а,б,в). Типы линий 3 и 4 (вторая группа связей) – линии связи, которые космический аппарат устанавливает с космическими аппаратами, находящимися в одном с ним сегменте в боковых орбитальных плоскостях слева и справа соответственно (рис. 2а,г,д). Типы линий 5 и 6 (третья группа связей) – это

линии связи, которые космический аппарат устанавливает с космическими аппаратами, находящимися в одной с ним номинальной орбитальной плоскости, спереди и сзади соответственно (рис. 2а,е).

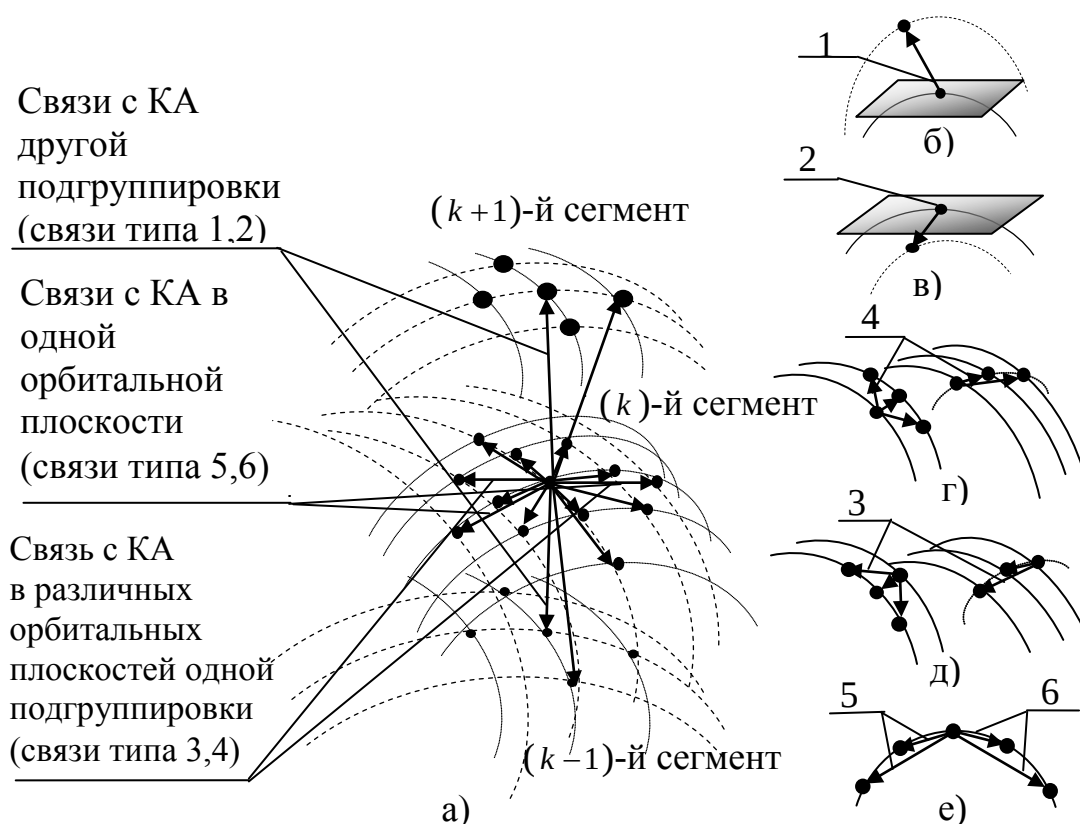


Рис. 2. Типы связей космических аппаратов: а) представление всех возможных связей; б) связь типа 1; в) связь типа 2; г) связь типа 4; д) связь типа 3; е) связи типа 5,6.

Для избегания взаимных помех между передающими устройствами одного космического аппарата и вследствие особенностей их размещения на космическом аппарате передающие или принимающие устройства, предназначенные для одного типа линий связи, не могут быть использованы для реализаций линий связи другого типа. Таким образом, в общем случае у космического аппарата различают шесть типов устройства для реализации межспутниковых линий.

Анализ концепций спутниковых систем с межспутниковыми линиями связи, проектирование таких систем требует исследования различных аспектов их функционирования. В том числе, – необходимо исследование кинематических параметров составной линии связи между n космическими аппаратами космического сегмента спутниковой системы. Составная линия связи рассматривается как многозвенный объект, в котором можно выделить линейные подвижные звенья с изменяющейся длиной и узлы, объединяющие пару звеньев. Каждое звено – абстрактная линия (отрезок прямой, которая соединяет центры масс космических аппаратов). Узел, соединяющий два звена,

– механический объект, совершающий движение квазирегулярного характера (космический аппарат, движущийся по орбите, ряд орбитальных параметров которой поддерживается с заданной точностью).

При проектировании спутниковых систем необходим анализ кинематики описанного объекта с точки зрения возможности и условий реализации связи между космическими аппаратами, являющимися узлами составной линии. Рассмотрение составной линии может понадобиться при создании спутниковых сетей с различными техниками коммутации. Во-первых, если проектируется сеть с техникой коммутации каналов, в которой между конечными пользователями (находящимися на приземных объектах) через ряд узлов сети (космических аппаратов) устанавливается и удерживается соединение в течение всего сеанса связи (составной канал связи). Во-вторых, рассмотрение составной линии может быть необходимо и при анализе спутниковых сетей коммутации пакетов. В таких сетях информация передается в виде блоков данных, канал связи устанавливается только между смежными узлами и только на время передачи блока данных между этими узлами. У каждого узла есть память – накопитель, в котором сохраняются сообщения и ждут отправки в нужном исходящем направлении. Путь следования блока данных через спутниковую сеть также можно представить как составную линию между узлами, по которым будет проходить информация. В данном случае условие передачи данных между конечными пользователями – существование участка линии связи между двумя космическими аппаратами в течение интервала времени, когда между ними передается блок данных. Однако при выборе маршрута блока данных через сеть (при решении задачи маршрутизации) необходимо рассматривать возможные пути следования информации и учитывать их стабильность во времени. Это также требует анализа различных вариантов составных линий.

В большинстве наземных сетей коммутации пакетов выбор пути следования информации через сеть осуществляется на основе алгоритмов выбора кратчайших путей. Эти алгоритмы основаны на том, что каждому отрезку между смежными узлами сети приписывается некоторое значение (стоимость) и выбирается путь, для которого сумма стоимостей отрезков путей между смежными узлами минимальна. Если всем отрезкам пути приписана одна и та же стоимость (в частности – единица), то выбор кратчайшего пути сводится к выбору пути, в который входит наименьшее число отрезков между смежными узлами. Алгоритм выбора кратчайших путей может быть адаптивен к нагрузке в узлах сети, то есть обеспечивать движение информации через наименее загруженные узлы, в которых блок данных будет задерживаться меньше. Таким образом, движение блока данных по пути наименьшей стоимости может потребовать прохождения им большего числа узлов, чем в кратчайшем пути, определенном только на основе учета топологии сети. Поэтому в общем случае при анализе возможных путей блока данных через сеть в качестве составной линии между узлом входа информации в спутниковую сеть и узлом выхода из нее следует рассматривать произвольную

последовательность узлов, между которыми возможно реализовать связь (рис. 3а).

Кинематика составной линии связи определяет минимально необходимое время передачи информации от источника к получателю (без учета времени задержки информации в узлах сети), влияние доплеровского сдвига на качество связи. Учет кинематики линии связи позволит оптимизировать потоки информации в сети в зависимости от размещения наземных пользователей. Для решения задач связи полезно не только рассмотрение кинематики непосредственно составной линии связи, но и кинематики ее проекции на Земную сферу с учетом вращения Земли. Эта часть исследования составной линии позволяет определить на поверхности Земли зоны доступности узлов составной линии (космических аппаратов) для наземных пользователей, расположение этих зон друг относительно друга

Анализ существующих разработок. В настоящее время достаточно подробно исследована задача расчета программ управления межспутниковыми линиями связи. Разработаны методики, на основе которых при известных с некоторой точностью значениях орбитальных параметров космических аппаратов рассчитываются кинематические параметры межспутниковой линии, необходимые для управления ориентацией линии, а также ряд параметров, характеризующих текущие показатели радиосвязи на линии (задержка сигнала, доплеровский сдвиг, требуемые энергетические затраты устройств связи). Появляются коммерческие предложения оказания услуг по проведению подобных расчетов для заказчика и программные продукты, позволяющие реализовывать такие расчеты в процессе эксплуатации спутниковых систем или при их проектировании [5].

В ряде работ рассмотрены составные линии связи с точки зрения обеспечения более эффективной по ряду критериев связи наземных пользователей через несколько разнорысотных космических аппаратов [2,3]. Однако задача анализа кинематики составных линий как маршрутов следования информации в спутниковых сетях (в том числе, в сетях, построенных на разнорысотных орбитальных группировках космических аппаратов) мало представлена в публикациях. В исследовании маршрутизации данных в сети чаще рассматриваются результаты выбора маршрутов на основе моделирования сетевых процессов с учетом изменения нагрузки в сети или с учетом топологии сети [6], при этом анализ кинематики составной линии в самостоятельную задачу не выделяется.

Учитывая перспективы создания спутниковых сетей и ряд преимуществ сетей, построенных на разнорысотных орбитальных группировках, представляет интерес рассмотрение кинематики составной линии межспутниковой связи для анализа влияния топологии маршрута данных на показатели качества связи, а также для исследования методов оптимизации потоков данных в сетях с учетом расположения наземных пользователей сети. В данной статье представлены результаты исследований в этом направлении.

Цель исследования. Предложить постановку задачи исследования кинематики составной линии связи между космическими аппаратами спутниковой сети, построенной на разновысотных орбитальных группировках. В том числе, – для составной линии и ее составляющих определить характеризующие их кинематические параметры и условия существования в топологии сети.

Постановка задачи, математическая модель составной линии связи. Линию связи между двумя космическими аппаратами (узлами связи) будем называть элементарной линией или элементарным отрезком составной линии. Составная линия включает n элементарных линий и $n+1$ узел. Будем полагать, что связь между узлами спутниковой сети (космическими аппаратами) дуплексная (рис. 3а). Однако при рассмотрении составной линии будем учитывать направление движения информации, то есть последовательность узлов в составной линии соответствует порядку передачи информации между ними. Пусть j – порядковый номер элементарной линии в составной линии. Будем говорить, что j -тая элементарная линия выходит из j -того узла и ведет к узлу $(j+1)$. Следует отметить, что в составную линию входит некоторое подмножество узлов сети, и необходимо различать нумерацию узлов в сети и порядковую нумерацию узлов в составной линии.

В общем случае кинематику составной линии межспутниковой связи на заданный момент времени полностью определяют параметры орбитального движения космических аппаратов, являющихся ее узлами, а также параметры угловой ориентации этих космических аппаратов в пространстве. В рассматриваемой постановке задачи примем следующие упрощающие положения. Космический аппарат полагается полностью стабилизированным и неизменно точно ориентирован в заданном угловом положении. Управление ориентацией каждой линии межспутниковой связи осуществляется программно на основе информации об эфемеридах космических аппаратов спутниковой системы, содержащихся в информационной системе космического аппарата, осуществляющего связь. При этом полагается, что линия связи всегда точно ориентирована вдоль прямой, соединяющей материальные точки, в качестве которых рассматриваются космические аппараты.

Таким образом, при рассматриваемой постановке задачи моделирование составной линии сводится к моделированию движения ее узлов. В данной работе рассматривается традиционный подход к моделированию составной линии, при котором на каждом шаге по времени с учетом описанных с принятой точностью возмущений, воздействующих на космический аппарат, рассчитываются текущие значения его орбитальных параметров. В частном случае может быть использована кеплерова модель или модель, которая отличается от кеплеровой только тем, что в ней учтены значения некорректируемых в спутниковых системах связи вековых возмущений долготы восходящего узла. Если модель составной линии связи предназначена для анализа концептуальных решений по выбору числа космических аппаратов

спутниковой системы и их орбитальных параметров, то нет необходимости подробно рассматривать изменения направления составной линии связи, обусловленные изменением орбит под действием возмущающих сил.

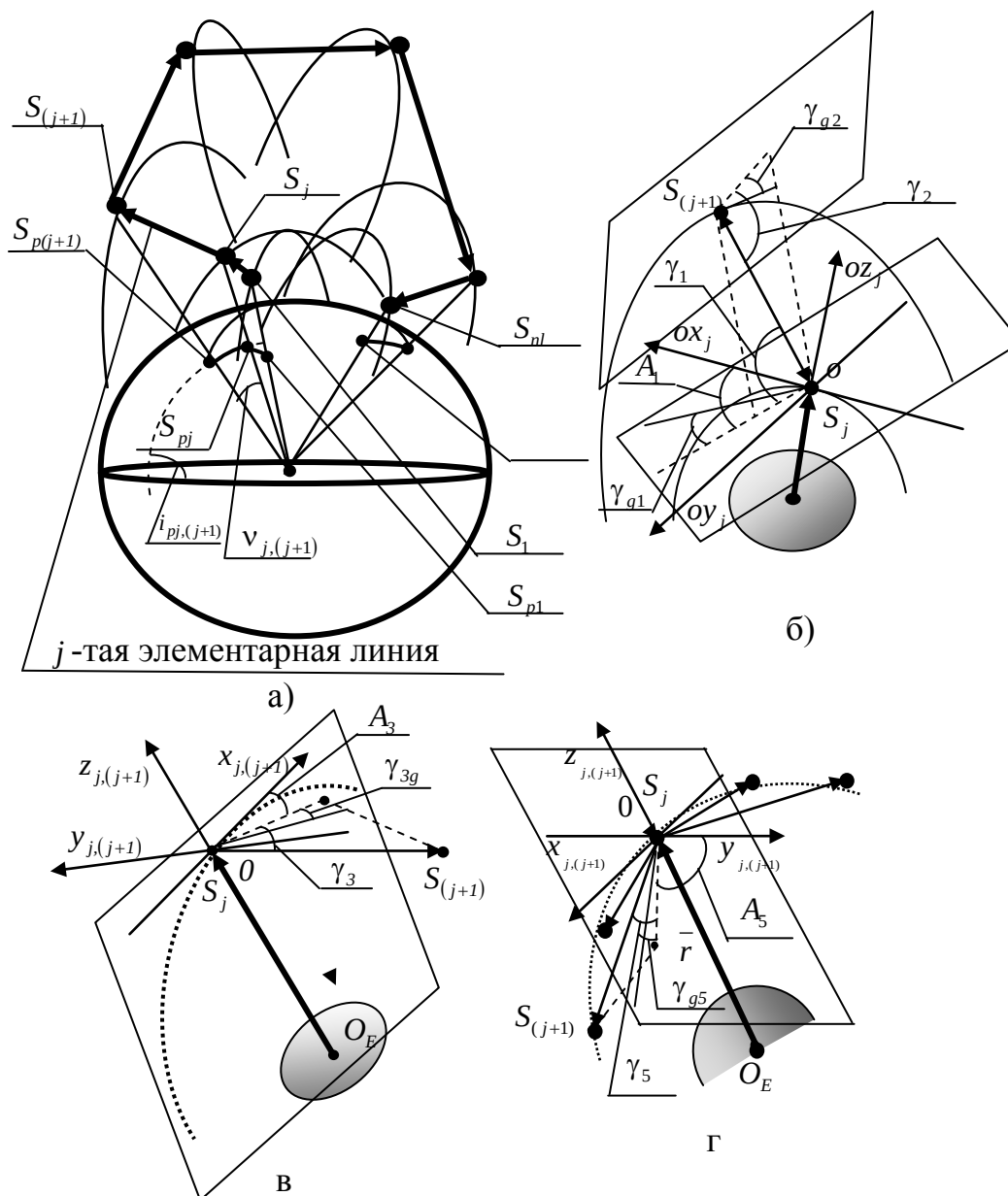


Рис. 3. К пояснению кинематических характеристик составной линии межспутниковой связи:

а) составная линия и ее проекция на земную сферу; б) углы, задающие направление линии связи первой группы; в) углы, задающие направление линии связи второй группы; г) углы, задающие направление линии связи третьей группы.

Вполне достаточно учета некорректируемой прецессии орбитальной плоскости под действием возмущений, обусловленных несферичностью Земли. В частности, вековое изменение долготы восходящего узла может быть рассчитано на основе уравнения, приведенного в работе [8].

На каждом шаге по времени для каждого j -того узла составной линии определяются его текущие координаты в геоцентрической экваториальной системе координат (x_{ej}, y_{ej}, z_{ej}) . Кроме того, для каждого $(j+1)$ -го узла рассчитываются его координаты $x_{j(j+1)}, y_{j(j+1)}, z_{j(j+1)}$ в барицентрической орбитальной системе координат x_{oj}, y_{oj}, z_{oj} , связанной с j -тым узлом (центром масс космического аппарата, который рассматривается как j -тый узел). В рассматриваемой системе ось z_{oj} направлена вдоль радиус-вектора, ось y_{oj} коллинеарна вектору кинетического момента движения космического аппарата, а ось x_{oj} дополняет систему до правой.

С использованием координат космических аппаратов в описанных системах рассчитываются кинематические показатели, характеризующие каждую элементарную линию и составную линию связи. Ниже приведены предлагаемые показатели и определенные с их использованием условия существования элементарных линий связи и составной линии связи в топологии сети. Комплексное выполнение всех условий существования j -той линии предполагает, что пространственное расположение узлов сети (космических аппаратов), а также скорости их движения друг относительно друга не препятствуют реализации связи требуемого качества между j -тым и $(j+1)$ -ым узлами. При выбранной постановке задачи для составной линии связи предложен ряд изменяющихся во времени (текущих) основных и дополнительных показателей.

Первый показатель – длина элементарной линии l_j (расстояние между точками местоположений космических аппаратов). Значение l_j определяет условие реализации линии связи любого из перечисленных выше шести типов. *Первое условие существования элементарной линии*: длина линии связи l_j не должна превышать заданное граничное значение l_g , определенное из заданных предельных значений энергетических характеристик передающих устройств:

$$l_j = \sqrt{(x_{ej} - x_{e(j+1)})^2 + (y_{ej} - y_{e(j+1)})^2 + (z_{ej} - z_{e(j+1)})^2} \leq l_g,$$

где x_{ej}, y_{ej}, z_{ej} , и $x_{e(j+1)}, y_{e(j+1)}, z_{e(j+1)}$ – координаты геоцентрической экваториальной системы j -того $(j+1)$ -ого узлов соответственно.

Второй показатель – скорость изменения длины элементарной линии l'_j (скорость изменения расстояния между связываемыми объектами). Этот кинематический параметр определяет показатель качества связи – доплеровский сдвиг частоты. Значение l'_j либо может просто рассматриваться как один из факторов, учитываемых при выборе отрезка пути в алгоритме маршрутизации данных в сети, либо использоваться в условии проверки возможности реализации связи. Если это необходимо для конкретной задачи, в качестве ограничения на выбор связи между j -тым и $(j+1)$ -ым узлами спутниковой сети может рассматриваться *второе условие существования*

элементарной линии связи. Согласно этому условию скорость изменения расстояния между j -тым и $(j+1)$ -ым узлами не должна превышать заданного граничного значения l_{vg} :

$$l'_j = \sqrt{(x'_{ej} - x'_{e(j+1)})^2 + (y'_{ej} - y'_{e(j+1)})^2 + (z'_{ej} - z'_{e(j+1)})^2} \leq l_{vg}.$$

Третий и четвертый показатели – углы, задающие направление элементарной линии, от j -того космического аппарата к $(j+1)$ -ому. Во многих задачах для задания направления на объект из точки местоположения космического аппарата выбирают три угла Эйлера. Однако в данном случае при проверке ряда условий существования элементарной линии в сети целесообразно использовать два угла. Для каждой из трех групп связей (группы связей между космическими аппаратами различных орбитальных группировок, группы боковых связей, группы связей в одной орбитальной плоскости) предложена своя пара углов, которые определяются следующим образом. Для задания направления линии связи q -той группы рассматривается одна из координатных плоскостей барицентрической орбитальной системы координат космического аппарата, из которого определяется направление на другой космический аппарат (в частности, при определении направления от j -того космического аппарата к $(j+1)$ -ому). Назовем эту плоскость опорной. Один из углов ($A_{qj,(j+1)}$), задающих ориентацию элементарной линии q -той группы от j -того космического аппарата к $(j+1)$ -ому, отсчитывается в опорной плоскости от положительного направления одной из осей барицентрической орбитальной системы j -того космического аппарата до направления на точку проекции на эту плоскость $(j+1)$ -го космического аппарата (рис. 3б,в,г). Угол $A_{qj,(j+1)}$ может иметь значение от 0 до 360 градусов. Второй угол ($\gamma_{qj,j+1}$) – угол между опорной плоскостью и направлением от j -того космического аппарата на $(j+1)$ -ый. Угол γ_q может иметь значения от 0 до 90 градусов.

Для определения направления между j -тым и $(j+1)$ -ым космическими аппаратами, находящимися в различных орбитальных группировках, (для определения связи первой группы, рис. 3б) в качестве опорной плоскости выбрана плоскость мгновенного местного горизонта j -того космического аппарата (плоскость $ox_{oj}y_{oj}$ его барицентрической орбитальной системы). В этом случае угол $\gamma_{1j,(j+1)}$ определяется выражением

$$\gamma_{1j,(j+1)} = \arccos \left(\frac{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}} \right),$$

где $x_{oj,(j+1)}, y_{oj,(j+1)}, z_{oj,(j+1)}$, координаты $(j+1)$ -го космического аппарата в орбитальной барицентрической системе (j) -го космического аппарата. Это выражение позволяет рассчитать абсолютное значение угла между плоскостью мгновенного местного j -того космического аппарата и направлением на $(j+1)$ -ый космический аппарат. Если (j) -ый космический аппарат находится в более

низком сегменте, то для него угол $\gamma_{1j,(j+1)}$ (обозначим его $\gamma_{1hj,(j+1)}$) отсчитывается от плоскости мгновенного местного горизонта вверх (в сторону положительного направления оси oz_{oj} системы координат $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$), а если в более высоком сегменте, то угол $\gamma_{1j,(j+1)}$ (обозначим его $\gamma_{1bj,(j+1)}$), отсчитывается вниз (в сторону, противоположную положительному направлению оси oz_{oj} системы координат $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$). Угол A_1 отсчитывается в плоскости мгновенного местного горизонта j -того космического аппарата от положительного направления оси Ox_{oj} барицентрической орбитальной системы, связанной с j -тым космическим аппаратом, до направления из точки местоположения j -того космического аппарата на точку проекции $(j+1)$ -го космического аппарата эту плоскость. Значение угла $A_{1j,(j+1)}$ можно определить на основе следующих выражений:

$$A_{1j,(j+1)} = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{y_{oj,(j+1)}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2}}\right), & \text{если } y_{j,j+1} \geq 0 \\ \arcsin\left(\frac{y_{oj,(j+1)}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2}}\right) + \pi, & \text{если } y_{j,j+1} < 0 \end{cases}.$$

Для определения направления боковой связи между j -тым и $(j+1)$ -ым космическими аппаратами (связи группы 2, рис. 3в) в качестве опорной плоскости выбрана плоскость орбиты j -того космического аппарата (плоскость $ox_{oj}z_{oj}$ его барицентрической орбитальной системы). При этом абсолютное значение угла $\gamma_{2j,(j+1)}$ определяется выражением

$$\gamma_{2j,(j+1)} = \arccos\left(\frac{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right).$$

Если $(j+1)$ -ый космический аппарат движется в орбитальной плоскости, находящейся слева от орбитальной плоскости j -того космического аппарата, то угол $\gamma_{2j,(j+1)}$ (обозначим его $\gamma_{2lj,(j+1)}$) отсчитывается влево от плоскости орбиты j -того космического аппарата (в сторону положительного направления оси oy_{oj} системы координат $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$). Если $(j+1)$ -ый космический аппарат находится справа от j -того, то угол $\gamma_{2j,(j+1)}$ (обозначим его $\gamma_{2rj,(j+1)}$) отсчитывается от плоскости орбиты j -того космического аппарата вправо (в сторону противоположную положительному направлению оси oy_{oj} системы координат $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$). Угол $A_{2j,(j+1)}$ определяется следующим выражением:

$$A_{2j,(j+1)} = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{z_{oj,(j+1)}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right), & \text{если } z_{j,j+1} \geq 0 \\ \arcsin\left(\frac{z_{oj,(j+1)}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right) + \pi, & \text{если } z_{j,j+1} < 0 \end{cases}.$$

Для определения направления связи между j -тым и $(j+1)$ -ым космическими аппаратами (связи группы 3, рис. 3г) в качестве опорной плоскости выбрана плоскость, проходящая через радиус вектор и бинормаль к траектории j -того космического аппарата (плоскость $oy_{oj}z_{0j}$ его барицентрической орбитальной системы). В этом случае абсолютное значение угла $\gamma_{3j,(j+1)}$ можно определить выражением

$$\gamma_{3j,(j+1)} = \arccos \left(\frac{\sqrt{y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}{\sqrt{x_{oj,(j+1)}^2 + y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}} \right).$$

Если $(j+1)$ -ый космический аппарат находится на орбите впереди j -того космического аппарата, то угол $\gamma_{3j,(j+1)}$ (обозначим его $\gamma_{3lj,(j+1)}$) отсчитывается от плоскости $oy_{oj}z_{0j}$ в сторону движения космического аппарата (в сторону положительного направления оси ox_{oj} системы координат $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$), а если позади, – в сторону противоположную направлению движения космического аппарата (в сторону противоположную положительному направлению оси ox_{oj} системы координат $ox_{oj}y_{oj}z_{oj}$). Угол $A_{3j,(j+1)}$ определяет выражение

$$A_{3j,(j+1)} = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{z_{oj,(j+1)}}{\sqrt{y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right), & \text{если } z_{j,j+1} \geq 0 \\ \arcsin\left(\frac{z_{oj,(j+1)}}{\sqrt{y_{oj,(j+1)}^2 + z_{oj,(j+1)}^2}}\right) + \pi, & \text{если } z_{j,j+1} < 0 \end{cases}.$$

Условия реализации линии связи с точки зрения ее допустимой ориентации можно сформулировать следующим образом. Во-первых, линия связи k -того типа между j -тым и $(j+1)$ -ым космическими аппаратами может быть реализована, если $(j+1)$ -ый космический аппарат находится с той стороны от соответствующей опорной плоскости j -того космического аппарата, в которую направлено используемое устройство связи ($(j+1)$ -ый космический аппарат расположен относительно j -того таким образом, как это предусмотрено для связи k -того типа, входящей в q -тую группу связей). Это *третье условие* реализации связи.

Во-вторых, вследствие особенностей конструкции космических аппаратов на возможность реализовывать связь могут накладываться дополнительные ограничения: угол $\gamma_{qj,j+1}$ для направления от передающего космического аппарата к принимающему, должен быть не менее определенного граничного значения (*четвертое условие*), а также угол для направления от принимающего космического аппарата к передающему также не должен быть меньше определенного граничного значения (*пятое условие*). В общем случае, с учетом различных типов космических аппаратов в различных орбитальных подгруппировках спутниковой системы значения граничных углов для передающего и принимающего космического аппарата могут различаться.

Будем полагать, что в одной орбитальной группировке космические аппараты однотипны и все их устройства для боковых связей одинаковы, также одинаковы для всех космических аппаратов устройства для реализации связей в одной орбитальной плоскости. Обозначим значение граничного угла для связей космических аппаратов в одной плоскости (связей третьей группы) γ_{gr3} , для боковых связей (связей второй группы) – γ_{gr2} . В случае связи космических аппаратов различных орбитальных (связей третьей группы) группировок для космического аппарата более низкой орбитальной группировки граничный угол обозначим γ_{gr1h} , а более высокой орбитальной группировки – γ_{gr1b} .

Ниже записаны *третье, четвертое и пятое условие* реализации связи для k -той линии q -той группы. Для линии связи 1-й группы ($q = 1$):

- $z_{oj,(j+1)} > 0$, если, $k = 1$ или $z_{oj,(j+1)} < 0$, если $k = 2$;
- $\gamma_{1j,(j+1)} \geq \gamma_{gr1h}$, если $k = 1$, или $\gamma_{1j,(j+1)} \geq \gamma_{gr1b}$, если $k = 2$;
- $\gamma_{1(j+1),j} \geq \gamma_{gr1b}$, если $k = 1$, или $\gamma_{1(j+1),j} \geq \gamma_{gr1h}$, если $k = 2$.

Для линии связи 2-й группы ($q = 2$):

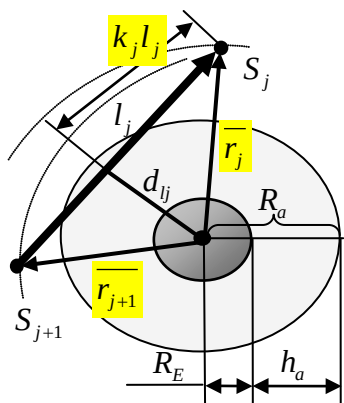
- $y_{oj,(j+1)} > 0$, если $k = 3$, и $y_{oj,(j+1)} < 0$, если $k = 4$;
- $\gamma_{2j,(j+1)} \geq \gamma_{gr2}$,
- $\gamma_{2(j+1),j} \geq \gamma_{gr2}$.

Для линии связи 3-й группы ($q = 3$):

- $x_{oj,(j+1)} > 0$, если $k = 5$, и $x_{oj,(j+1)} < 0$, если $k = 6$;
- $\gamma_{3j,(j+1)} \geq \gamma_{gr3}$,
- $\gamma_{3(j+1),j} \geq \gamma_{gr3}$.

Пятый и шестой показатели – скорости изменения углов, задающих направление элементарной линии, от j -того космического аппарата к $(j+1)$ -ому – $A'_{qj,(j+1)}$, $\gamma'_{qj,(j+1)}$. *Шестое и седьмое условия* существования линии сформулируем следующим образом: скорости изменения углов, задающих направление линии связи, должны быть меньше заданных граничных значений (A_{vgr} для скорости $A'_{qj,(j+1)}$ и γ_{vgr} для скорости $\gamma'_{qj,(j+1)}$): $A'_{qj,(j+1)} \leq A_{vgr}$, $\gamma'_{qj,(j+1)} \leq \gamma_{vgr}$.

Восьмое условие существования линии не связано с показателями линии. Это условие заключается в следующем: у линии связи не должно быть участка, который проходит через земную сферу или область высот над поверхностью Земли ниже высоты h_a , где плотность атмосферы более допустимого значения. Иными словами, линия связи не должна проходить через сферу, центр которой в центре Земли, а радиус равен $R_E = R_s + h_a$, где R_E – радиус Земли (рис. 4). Таким образом, расстояние $d_{l,j}$ от центра Земли до j -той линии связи должно превышать R_a , и восьмое условие существования линии – $d_{l,j} \geq R_a$. Значение $d_{l,j}$ можно рассчитать на основе следующих выражений.



**Рис. 4. К пояснению
восьмого условия
реализации связи 8**

Если $r_j \geq r_{(j+1)}$, тогда

$$d_{lj} = \sqrt{r_j^2 - (k_j l_{j,(j+1)})^2}, \text{ где } k_j = \frac{1}{2} + \frac{r_j^2 - r_{(j+1)}^2}{2l_{j,(j+1)}^2},$$

если $r_j < r_{(j+1)}$, тогда

$$d_{l_j, (j+1)} = \sqrt{r_{(j+1)}^2 - (k_{(j+1)} l_{j, (j+1)})^2}, \text{ где}$$

$$k_{(j+1)} = \frac{1}{2} + \frac{r_{(j+1)}^2 - r_j^2}{2l_{j(j+1)}^2}.$$

Предложены следующие *кинематические параметры составной линии*: 1) суммарная длина составной линии L_{net} , которая складывается из суммы длин ее элементарных отрезков ($L_{net} = \sum_{j=1}^n l_{j,j+1}$, назовем ее сетевой длиной линии); 2) линейное расстояние между крайними узлами линии L_d ; 3) линейное расстояние между наиболее разнесенными в пространстве узлами линии L_{max} ; 4) сумма длин элементарных отрезков, которые проходит информация в составной линии между наиболее разнесенными в пространстве узлами линии L_{max_net} (сетевая длина участка пути между наиболее разнесенными в пространстве узлами); 5) линейное расстояние между наиболее близкими в пространстве узлами L_{min} ; 6) сумма длин элементарных отрезков, которые проходит информация в составной линии между наиболее близкими в пространстве узлами линии L_{min_net} (сетевая длина участка пути между наиболее близкими в пространстве узлами). Пара узлов, для которых определяются четыре последних параметра, с течением времени может меняться. Для каждого из перечисленных параметров может также рассматриваться скорость его изменения (то есть, еще шесть дополнительных параметров).

Условие существования составной линии связи – составная линия связи существует, если существуют все входящие в нее элементарные отрезки (то есть выполняются условия существования для каждой j -той элементарной линии).

При анализе составной линии связи представляет интерес рассмотреть ее проекцию на Земную сферу с учетом вращения Земли. Под проекцией составной линии связи на земную сферу (рис. 3а) будем понимать точки проекции ее узлов (подспутниковые точки космических аппаратов) и соединяющие их дуги больших кругов. Проекция j -той элементарной линии – j -тая дуга большого круга земной сферы, которая выходит из подспутниковой точки j -того узла и заканчивается в подспутниковой точке $(j+1)$ -го узла.

Таким образом, проекцию j -той линии на земную сферу с радиусом R_E полностью определяют угловые координаты точек проекций j -того и $(j+1)$ -го узлов на земную сферу. В частности, – координаты φ, λ геоцентрической сферической системы (угол φ , отсчитывается от плоскости экватора до точки проекции космического аппарата на земную сферу, а угол λ – от гринвичского меридиана до меридиана, проходящего через точку местоположения космического аппарата на земной сфере). Координаты подспутниковой точки j -того космического аппарата φ_j, λ_j определяются через его координаты в гринвичской системе $ox_{grj}, y_{grj}, z_{grj}$, к которым осуществляется переход от координат x_{ej}, y_{ej}, z_{ej} геоцентрической экваториальной системы.

Далее приведены вспомогательные показатели элементарной межспутниковой линии, характеризующие ее проекцию на поверхность Земли. Эти показатели не определяют существования линии. По аналогии с кинематическими параметрами линии их можно назвать кинематическими параметрами проекции линии. Угловую и линейную величины дуги проекции j -той элементарной линии на земную сферу ($\nu_{j,(j+1)}$ и $l_{pj,(j+1)}$ соответственно) будем рассматривать как *восьмой и девятый (вспомогательные) показатели* элементарной линии. Кроме того, может быть полезен анализ информации не только о величине дуги j -той проекции, но и о ее расположении на поверхности Земли. При этом предлагается рассматривать угол $i_{pj,(j+1)}$ (рис. 3а) между плоскостью орбиты и плоскостью большого круга, которому принадлежит дуга j -той проекции (угол $i_{pj,(j+1)}$ отсчитывается от плоскости экватора так же как наклонение орбиты и может иметь значение от 0 до 180 градусов). Углы $\varphi_j, \lambda_j, i_{pj,(j+1)}$ задают положение дуги j -той проекции на земной сфере. Будем рассматривать их как *десятый, одиннадцатый и двенадцатый (вспомогательные) показатели* элементарной линии. Углы $\varphi_j, \lambda_j, i_{pj,(j+1)}, \nu_{j,(j+1)}$ полностью определяют проекцию элементарной линии.

Для проекции составной линии предложено рассматривать следующие кинематические параметры: суммарная длина проекции, которая измеряется в линейных или угловых величинах ($L_p = \sum_{j=1}^n l_{pj,j+1}$ или $\nu_p = \sum_{j=1}^n \nu_{j,j+1}$ соответственно);

2) линейная L_{pd} или угловая ν_{pd} величины дуги между проекциями крайних узлов составной линии на земную сферу; 3) линейная L_{p_max} или угловая ν_{p_max} величина дуги между проекциями на земную сферу наиболее разнесенных в пространстве узлов составной линии; 4) линейная L_{p_min} или угловая ν_{p_min} величины дуги между проекциями на земную сферу наиболее близких в пространстве узлов линии. Для каждого из перечисленных показателей рассматривается также скорость их изменения (это еще четыре показателя).

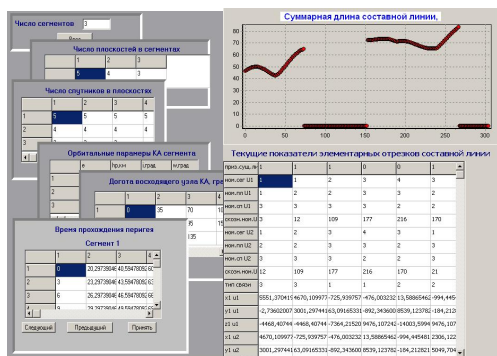


Рис. 5. Фрагменты окон моделирующей программы

указанных выше показателей. На рис. 5. представлены фрагменты окон моделирующей программы.

Выводы. Предложенная имитационная модель составной линии связи может быть использована для проведения экспериментов по исследованию различных вариантов маршрутов следования информации в сети. Полученные на ее основе результаты будут полезны при разработке формул и правил, на основе которых определяются стоимости элементарных отрезков пути в алгоритмах выбора кратчайших путей информации через сеть. Предложенный подход к моделированию может быть использован при анализе кинематики линий связи на этапах проектирования спутниковых систем.

Библиографические ссылки

1. Невдяев Л.М. Персональная спутниковая связь. / Л.М. Невдяев, В.В. Смирнов – М.: Эко-трендз, 1998. – С. 238
2. Королев Б.В. Технология работы космической оптической линии связи для повышения оперативность управления и получения информации потребителем в процессе функционирования космических средств. / Б.В. Королев. / Космическая техника и технологии № 1 (4), 2014. – С. 39-47.
3. Кожевников Е.А. Комбинированные сети спутниковой связи при одновременном использовании высокоорбитальных и низкоорбитальных группировок. / Е.А. Кожевников, А.А. Спирин / Сборник статей по материалам XXVII Международной конференции РИНЦ «Технически науки – от теории к практике» / 30 октября 2013 года.
4. Лабуткина Т.В. Глобализация спутниковых систем – путь к эффективному практическому использованию космоса. Передача информации по глобальной спутниковой сети. / Т.В. Лабуткина, С.М. Отегали, А.Т. Боранбаева, Д.Т. Сагидолдин // Наукові читання «Дніпровська орбіта – 2012»: Збірник доповідей. – Дніпропетровськ, НЦАОМ, 2012. – С. 210-212.
5. Юрьев Р.Н. Автоматизация расчета межспутниковых линий радиосвязи. / Р.Н. Юрьев, ЗАО «Информационный космический центр «Северная корона». / ИНФОСФЕРА. Инфокоммуникационное пространство Сибири и Дальнего востока. – № 55, 2012. – С. 19-21.

6. Labutkina T.V. A Simulation Model of a Satellite Data Transmission Network. / T.V. Labutkina, V.O. Larin, V.V. Belikov, S.Y. Kondous, Y.V. Bezruchko // 55th International Astronautical Congress, Vancouver, October 2003. Article IAC-04-U.3.b.04.

7. Labutkina T.V. Kinematic Models of Communication Lines «Space Vehicle –Space Vehicle» and «Space Vehicle – Surface Station – Space Vehicle» for Designing Satellite Systems/ T.V. Labutkina, O.M. Petrenko, V.O. Larin, V.V. Belikov // 65st International Astronautical Congress, Toronto, Canada, 29 september – 3 october 2014, IAC-14-D1.6.11.

8. Основы теории полета космических аппаратов. / Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. – М : Машиностроение, 1972. С. 608.

Надійшла до редколегії 06.05.2015

УДК 629.764

П.А. Гайдученко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ИНЖЕНЕРНАЯ МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЗАДАННОЙ НАДЕЖНОСТИ

В статье предложено общее решение задачи вероятностного проектирования элемента конструкции, когда, исходя из заданного значения вероятности безотказной работы и известных вероятностных характеристик исходных данных, определяются вероятностные характеристики проектных параметров технического объекта.

Ключевые слова: *надёжность, модель нагрузка-несущая способность, вероятностное проектирование, оптимальное распределение надёжности.*

У статті запропоновано загальний розв'язок задачі імовірнісного проектування елемента конструкції, коли, виходячи із заданого значення імовірності безвідмовної роботи й відомих імовірнісних характеристик вихідних даних, визначаються імовірнісні характеристики проектних параметрів технічного об'єкта.

Ключові слова: *надійність, навантаження-несуча здатність, імовірнісне проектування, оптимальне розподілення надійності.*

The probabilistic approach to design of component of a load-carrying structure is considered. This approach is founded on stress-strength model. The general technique of determination of probabilistic characteristic of design parameters of a component on the basis of present data on probabilistic characteristic of initial data and a reliability required value is offered.

Keywords: *reliability, stress-strength model, probabilistic approaches to design, optimal probabilistic design.*

Введение

Характерной особенностью большинства работ, посвящённых определению надёжности технических систем, является то, что в них рассматривается так называемая прямая задача, состоящая в том, что определяются показатели надёжности объекта с уже известными характеристиками, т.е. речь идёт исключительно о проверочном расчёте. В настоящей работе предложено общее решение обратной задачи, когда, исходя из заданного значения показателя надёжности и известных вероятностных характеристик исходных данных, определяются параметры технического объекта, в частности, вероятностные характеристики размеров поперечного сечения элемента несущей конструкции. Данная статья является обобщением работы [1] на случай, когда нормальное функционирование элемента может быть описано не одним, а несколькими условиями работоспособности. В отличие от работы [2], предложенная методика совершенно индифферентна к физическому смыслу условий работоспособности элемента: то ли это будут условия прочности, устойчивости или жёсткости либо специфические условия, не имеющие отношения к прочности как таковой.

Методика также может быть применена в случае, когда условия работоспособности относятся не к какому-то одному, а к различным элементам сложной системы. Тогда в результате её использования будут определены оптимальные значения вероятностных характеристик проектных параметров элементов, обеспечивающие заданное значение показателя надёжности системы. В качестве критерия оптимальности может быть использована любая характеристика проектируемого объекта, зависящая от проектных параметров.

1. Постановка задачи

Будем рассматривать элемент конструкции, который считается работоспособным, если одновременно выполняются k неравенств вида

$$Q_j > S_j, \quad j = 1, 2, \dots, k,$$

где Q_j и S_j имеют смысл соответственно несущей способности и нагрузки. Сами неравенства при этом называются условиями работоспособности. Предположим, что вероятностная природа несущей способности и нагрузки в каждом из условий работоспособности может быть адекватно описана с помощью случайных величин. Для силовых конструкций случайная природа несущей способности Q_j и нагрузки S_j обусловлена тем, что они в свою очередь являются функциями таких случайных величин, как геометрические параметры элемента, физико-механические характеристики конструкционного материала и параметры внешнего нагружения. Всё множество случайных аргументов функций несущих способностей и нагрузок, можно разделить на два подмножества. Первое включает в себя входные параметры $\vec{X}^{(0)}$. Для каждого входного параметра известны все необходимые для расчёта надёжности вероятностные характеристики: математическое ожидание (м.о.), среднее квадратическое отклонение (с.к.о.) или коэффициент вариации. На

практике эти числовые характеристики могут быть определены а) непосредственно по статистическим данным, б) на основании имеющейся информации о номинальных значениях и допусках – если речь идёт о геометрических размерах, в) либо о диапазонах возможных значений – для физико-механических характеристик конструкционного материала и параметров нагружения. Второе подмножество образуют проектные параметры $\vec{X}$ – это те величины, значения которых необходимо определить в результате проектировочного расчёта. Если проектировочный расчёт выполняется в вероятностной постановке, то для каждого проектного параметра необходимо найти, по меньшей мере, две характеристики – м.о. и с.к.о.

В качестве показателя надёжности элемента конструкции будем использовать вероятность безотказной работы (ВБР), представляющую собой вероятность одновременного выполнения k условий работоспособности:

$$R = P \left\{ \bigcap_{j=1}^k Q_j > S_j \right\}. \quad (1)$$

Примем следующие допущения.

1. Зависимостью по надёжности между элементами системы будем пренебрегать. В этом случае существенно упростится выражение для определения ВБР элемента:

$$R = \prod_{j=1}^k P \{ Q_j > S_j \} = \prod_{j=1}^k R_j, \quad (2)$$

где $R_j = P \{ Q_j > S_j \}$ – вероятность выполнения j -го условия работоспособности.

Соотношение (2) даёт гарантированно заниженную оценку точного значения ВБР, будь оно найдено с помощью общего выражения (1). В принципе, это соответствует общепринятой инженерной практике в неопределённых ситуациях назначать допущения в запас. Кроме того, как показано в [3], при небольшом количестве условий работоспособности k (до 7) учитывать зависимость по надёжности вообще не имеет смысла, поскольку приближённое значение ВБР практически не отличается от точного значения.

2. Нагрузки S_j и несущие способности Q_j будем считать нормально распределёнными случайными величинами. Это допущение не является принципиально необходимым и, если есть основания считать, что для описания вероятностной природы нагрузки или несущей способности в каком-то одном или нескольких условиях работоспособности следует использовать законы, отличающиеся от нормального, то это допущение без ущерба для общности решения можно изменить. Для случая, когда и нагрузка, и несущая способность распределены по нормальному закону, вероятность выполнения j -го условия работоспособности определяется с помощью такого соотношения:

$$R_j = \Phi \left(\frac{m_{Q_j} - m_{S_j}}{\sqrt{\sigma_{Q_j}^2 + \sigma_{S_j}^2}} \right), \quad (3)$$

где $\Phi(\cdot)$ – функция Лапласа, m_{Q_j} и σ_{Q_j} – соответственно м.о. и с.к.о. несущей способности по j -му условию работоспособности, m_{S_j} и σ_{S_j} – м.о. и с.к.о. нагрузки.

3. Коэффициенты вариации проектных параметров будем считать величинами инвариантными относительно соответствующих математических ожиданий, т.е. положим, что при изменении м.о. m_i любого проектного параметра X_i изменяется и его с.к.о. σ_i , но отношение с.к.о. к м.о., т.е. коэффициент вариации $v_i = \sigma_i/m_i$, остаётся величиной постоянной. Правомерность этого допущения, по крайней мере, для элементов несущих конструкций, изготовленных из металлических конструкционных материалов, подтверждается объёмной статистической информацией (см., например, [4]).

Будем считать, что задано значение ВБР R_p , которым должен обладать элемент конструкции.

Необходимо определить м.о. и с.к.о. проектных параметров, при которых достигается заданное значение ВБР элемента.

2. Математическая модель

Перепишем каждое из условий работоспособности в виде

$$Q_j(\vec{X}, \vec{X}^{(0)}) = W_j(\vec{X}^{(0)}) K_j(\vec{X}) > S_j(\vec{X}^{(0)}), \quad (4)$$

где $W_j(\vec{X}^{(0)})$ – сомножитель в функции несущей способности, зависящий только от входных параметров, $K_j(\vec{X})$ – сомножитель в функции несущей способности, зависящий только от проектных параметров; нагрузка $S_j(\vec{X}^{(0)})$ при этом должна быть функцией только входных параметров.

Найдём числовые характеристики случайной величины Q_j как произведения двух сомножителей W_j и K_j . Случайные величины W_j и K_j являются функциями различных случайных аргументов. Если не принимать во внимание статистическую зависимость между входными и проектными параметрами, то случайные величины W_j и K_j можно считать статистически независимыми. Следовательно, числовые характеристики их произведения могут быть найдены с помощью точных соотношений:

$$m_{Q_j} = m_{W_j} m_{K_j} \text{ и } \sigma_{Q_j}^2 = \sigma_{W_j}^2 \sigma_{K_j}^2 + m_{W_j}^2 \sigma_{K_j}^2 + m_{K_j}^2 \sigma_{W_j}^2, \quad (5)$$

где m_{K_j} и σ_{K_j} – соответственно м.о. и с.к.о. сомножителя K_j , m_{W_j} и σ_{W_j} – м.о. и с.к.о. сомножителя W_j .

Подставим (5) в (3)

$$R_j = \Phi \left(\frac{m_{W_j} m_{K_j} - m_{S_j}}{\sqrt{\sigma_{W_j}^2 \sigma_{K_j}^2 + m_{W_j}^2 \sigma_{K_j}^2 + m_{K_j}^2 \sigma_{W_j}^2 + \sigma_{S_j}^2}} \right)$$

и разделим числитель и знаменатель аргумента функции Лапласа на m_{S_j} , а три первых слагаемых подкоренного выражения в знаменателе разделим и умножим на произведение $m_{W_j}^2 m_{K_j}^2$:

$$R_j = \Phi \left(\frac{\frac{m_{W_j}}{m_{S_j}} m_{K_j} - 1}{\sqrt{\frac{1}{m_{S_j}^2} \left[\frac{m_{W_j}^2 m_{K_j}^2}{m_{W_j}^2 m_{K_j}^2} (\sigma_{W_j}^2 \sigma_{K_j}^2 + m_{W_j}^2 \sigma_{K_j}^2 + m_{K_j}^2 \sigma_{W_j}^2) + \sigma_{S_j}^2 \right]}} \right). \quad (6)$$

После преобразований из (6) получим:

$$R_j = \Phi \left(\frac{\frac{m_{W_j}}{m_{S_j}} m_{K_j} - 1}{\sqrt{\frac{m_{W_j}^2}{m_{S_j}^2} m_{K_j}^2 (v_{W_j}^2 v_{K_j}^2 + v_{K_j}^2 + v_{W_j}^2) + v_{S_j}^2}} \right), \quad (7)$$

где v_{W_j} , v_{K_j} , v_{S_j} – соответственно коэффициенты вариации случайных величин W_j , K_j и S_j .

Введём обозначения:

$$a_j = \frac{m_{W_j}}{m_{S_j}}, \quad b_j^2 = v_{W_j}^2 v_{K_j}^2 + v_{K_j}^2 + v_{W_j}^2.$$

С учётом этих обозначений перепишем (7) в таком виде:

$$R_j = \Phi \left(\frac{a_j m_{K_j} - 1}{\sqrt{a_j^2 b_j^2 m_{K_j}^2 + v_{S_j}^2}} \right). \quad (8)$$

Проанализируем входящие в выражение (8) величины. Коэффициент a_j зависит только от числовых характеристик входных параметров. Поэтому его можно считать известной величиной. Коэффициент b_j зависит от коэффициентов вариации как входных, так и проектных параметров (см. ниже). Однако поскольку коэффициенты вариации и входных, и проектных параметров являются известными постоянными, то коэффициент b_j тоже будет постоянной величиной. Единственной переменной величиной в выражении (8) является м.о. сомножителя K_j : $m_{K_j} = \phi_j(\vec{m}_x)$, где $\vec{m}_x$ – вектор неизвестных м.о. проектных параметров.

Подставив (8) в (2) и приравняв полученное выражение R_p , придём к следующему тождеству, исходя из которого могут быть определены м.о. проектных параметров:

$$R = \prod_{j=1}^k \Phi \left(\frac{a_j m_{K_j} - 1}{\sqrt{a_j^2 b_j^2 m_{K_j}^2 + v_{S_j}^2}} \right) = R_p. \quad (9)$$

Последовательность дальнейшего решения зависит от количества проектных параметров. Так, если проектный параметр один, то все m_{K_j} являются функциями одного аргумента – м.о. проектного параметра: $m_{K_j} = \phi_j(m_x)$. В этом случае тождество (9) будет представлять собой уравнение с одним неизвестным m_x :

$$R = \prod_{j=1}^k \Phi \left(\frac{a_j \phi_j(m_x) - 1}{\sqrt{a_j^2 b_j^2 \phi_j^2(m_x) + v_{S_j}^2}} \right) = R_p. \quad (10)$$

Вследствие монотонности зависимости функции Лапласа от своего аргумента уравнение (10) будет иметь одно решение, т.е. такое значение м.о. проектного параметра, при котором ВБР элемента будет равна заданному значению.

Если проектных параметров два или более, то m_{K_j} будут функциями нескольких переменных: $m_{K_j} = \phi_j(\vec{m}_x)$. Соответственно, уравнение

$$R = \prod_{j=1}^k \Phi \left(\frac{a_j \phi_j(\vec{m}_x) - 1}{\sqrt{a_j^2 b_j^2 \phi_j^2(\vec{m}_x) + v_{S_j}^2}} \right) = R_p \quad (11)$$

будет иметь множество решений, каждое из которых представляет собой такую комбинацию м.о. проектных параметров, для которой ВБР элемента равна заданному значению R_p . Из множества возможных решений имеет смысл выбрать наилучшее, например, такое, для которого масса элемента будет минимальной. В этом случае тождество (11) используется в качестве ограничения такой оптимизационной задачи

$$\begin{cases} M(\vec{m}_x) \rightarrow \min; \\ \prod_{j=1}^k \Phi \left(\frac{a_j \phi_j(\vec{m}_x) - 1}{\sqrt{a_j^2 b_j^2 \phi_j^2(\vec{m}_x) + v_{S_j}^2}} \right) = R_p, \end{cases}$$

где $M(\vec{m}_x)$ – масса элемента, как функция м.о. проектных параметров.

Для определения коэффициентов a_j , b_j и функций $\phi_j(\vec{m}_x)$ необходимо иметь зависимости, позволяющие находить м.о. и коэффициенты вариации функций случайных аргументов. Ниже приведены соответствующие соотношения для наиболее характерных функциональных зависимостей,

использующихся для описания несущих способностей и действующих нагрузок широкого класса элементов конструкции и схем нагружения (табл. 1). В табл. 1 приняты следующие обозначения: Y – функция случайных аргументов, X или X_i – аргументы этой функции, a , α и β – неслучайные постоянные (параметры функции).

Таблица 1

Числовые характеристики функций случайных аргументов

№ п/п	Функция	М.о. функции	Коэффициент вариации функции
1	$Y = aX$	$m_Y = am_X$	$v_Y = v_X$
2	$Y = X_1 X_2$	$m_Y = m_{X_1} m_{X_2}$	$v_Y = \sqrt{v_{X_1}^2 v_{X_2}^2 + v_{X_1}^2 + v_{X_2}^2} \approx \sqrt{v_{X_1}^2 + v_{X_2}^2}$
3	$Y = X_1 X_2 X_3$	$m_Y = m_{X_1} m_{X_2} m_{X_3}$	$v_Y = \left(v_{X_1}^2 v_{X_2}^2 v_{X_3}^2 + v_{X_1}^2 v_{X_2}^2 + v_{X_2}^2 v_{X_3}^2 + v_{X_1}^2 v_{X_3}^2 + v_{X_1}^2 + v_{X_2}^2 + v_{X_3}^2 \right)^{\frac{1}{2}} \approx \sqrt{v_{X_1}^2 + v_{X_2}^2 + v_{X_3}^2}$
4	$Y = \frac{X_1}{X_2}$	$m_Y \approx \frac{m_{X_1}}{m_{X_2}}$	$v_Y \approx \sqrt{v_{X_1}^2 + v_{X_2}^2}$
5	$Y = \frac{X_1 X_2}{X_3}$	$m_Y \approx \frac{m_{X_1} m_{X_2}}{m_{X_3}}$	$v_Y \approx \sqrt{v_{X_1}^2 + v_{X_2}^2 + v_{X_3}^2}$
6	$Y = \frac{X_1}{X_2 X_3}$	$m_Y \approx \frac{m_{X_1}}{m_{X_2} m_{X_3}}$	$v_Y \approx \sqrt{v_{X_1}^2 + v_{X_2}^2 + v_{X_3}^2}$
7	$Y = X^\alpha$	$m_Y \approx m_X^\alpha$	$v_Y \approx \alpha v_X$
8	$Y = X_1^\alpha X_2^\beta$	$m_Y \approx m_{X_1}^\alpha m_{X_2}^\beta$	$v_Y \approx \sqrt{\alpha^2 v_{X_1}^2 + \beta^2 v_{X_2}^2}$
9	$Y = \frac{X_1^\alpha}{X_2^\beta}$	$m_Y \approx \frac{m_{X_1}^\alpha}{m_{X_2}^\beta}$	$v_Y \approx \sqrt{\alpha^2 v_{X_1}^2 + \beta^2 v_{X_2}^2}$

Обобщив приведённые в табл. 1 результаты, нетрудно заметить, что для мультипликативных функций вида

$$Y = \prod_i X_i^{\alpha_i}$$

коэффициент вариации случайной величины Y может быть найден с помощью приближенного соотношения (см. также [5]):

$$v_Y \approx \sqrt{\sum_i \alpha_i^2 v_{X_i}^2}.$$

3. Примеры расчёта

Пример 1. Стержень кольцевого поперечного сечения нагружен осевой сжимающей силой P с номинальным значением 22 кН и коэффициентом

вариации 5 %. Длина стержня 1,5 м. Номинальное значение радиуса срединной поверхности сечения стержня 25 мм, коэффициент вариации радиуса 2,5 %. Торцы стержня закреплены шарнирно. По условиям эксплуатации напряжения, действующие в стержне, не могут превышать предел пропорциональности. Конструкционный материал – сплав АМгбМ (номинальное значение предела пропорциональности 120 МПа, коэффициент вариации предела пропорциональности 0,09, модуль упругости $6,8 \cdot 10^4$ МПа). Необходимо определить толщину стенки стержня, обеспечивающую ВБР $R_p = 0,9999$. По статистике коэффициент вариации толщины равен 4,8 %.

Решение

Стержень будет работоспособен, если выполняется три условия.

1. Условие прочности

$$\sigma = \frac{P}{2\pi R\delta} \leq \sigma_n,$$

где R и δ – соответственно радиус срединной поверхности и толщина стенки сечения стержня, σ_n – предел пропорциональности конструкционного материала.

2. Условие общей устойчивости

$$P_{kr}^o = \frac{\pi^2 EJ}{L_{pr}^2} \geq P,$$

где E – модуль упругости конструкционного материала, $J = \pi R^3 \delta$ – момент инерции поперечного сечения; $L_{pr} = \mu L$ – приведённая длина стержня; L – длина стержня; μ – коэффициент опирания; при шарнирном опирании торцов $\mu = 1$.

3. Условие местной устойчивости

$$P_{kr}^m = 2\pi k E \delta^2 \geq P,$$

где k – коэффициент устойчивости. Будем считать, что k не зависит от соотношения размеров поперечного сечения; значение этого коэффициента примем по статистике: $k = 0,15$.

Перепишем условия работоспособности в форме выражения (4). Для условия прочности имеем

$$2\pi R \sigma_n \delta - P > 0.$$

Введём такие обозначения: $Q_1 = 2\pi R \sigma_n \delta$ и $S_1 = P$ – соответственно несущая способность и нагрузка в первом условии работоспособности. В данном случае проектный параметр один – толщина δ . Случайными входными параметрам являются радиус R , сила P и предел пропорциональности σ_n (табл. 2). Длина стержня $L = 1,5$ м и модуль упругости $E = 6,8 \cdot 10^4$ МПа будем рассматривать как неслучайные величины.

Таблица 2

Исходные данные для примера 1

Числовые характеристики	Входные параметры			Проектные параметры
	Сила P , Н	Радиус срединной поверхности сечения R , м	Предел пропорциональности σ_n , Па	Толщина стенки δ , м
Номинал (м.о.)	$22 \cdot 10^3$	0,025	$120 \cdot 10^6$	?
Коэффициент вариации	0,05	0,025	0,09	0,048

Сомножитель в выражении для несущей способности, зависящий только от входных параметров:

$$W_1 = 2\pi R \sigma_n.$$

Сомножитель в выражении для несущей способности, зависящий только от проектных параметров:

$$K_1 = \delta.$$

М.о. и коэффициент вариации сомножителя K_1 (табл. 1):

$$m_{K_1} = \phi_1(m_\delta) = m_\delta, \quad v_{K_1} = v_\delta = 0,048.$$

М.о. сомножителя W_1 :

$$m_{W_1} = 2\pi m_R m_{\sigma_n} = 1,885 \cdot 10^7 \text{ кг/с}^2.$$

Коэффициент вариации сомножителя W_1 (табл. 1):

$$v_{W_1} = \sqrt{v_R^2 v_{\sigma_n}^2 + v_R^2 + v_{\sigma_n}^2} = 0,093.$$

М.о. и коэффициент вариации нагрузки S_1 :

$$m_{S_1} = m_P = 22 \cdot 10^3 \text{ Н}, \quad v_{S_1} = v_P = 0,05.$$

Коэффициенты a_1 и b_1 :

$$a_1 = \frac{m_{W_1}}{m_{S_1}} = 856,8 \text{ м}^{-1}, \quad b_1 = \sqrt{v_{W_1}^2 v_{K_1}^2 + v_{K_1}^2 + v_{W_1}^2} = 0,105.$$

Аналогично для условий общей и местной устойчивости найдём:

$$Q_2 = \frac{\pi^3 E R^3 \delta}{L^2}, \quad S_2 = P, \quad K_2 = \delta, \quad W_2 = \frac{\pi^3 E R^3}{L^2},$$

$$m_{K_2} = \phi_2(m_\delta) = m_\delta, \quad m_{W_2} = \frac{\pi^3 E m_R^3}{L^2} = 1,46 \cdot 10^7 \text{ кг/с}^2,$$

$$v_{K_2} = v_\delta = 0,048, \quad v_{W_2} = 3m_R = 0,075,$$

$$m_{S_2} = m_P = 22 \cdot 10^3 \text{ Н}, \quad v_{S_2} = v_P = 0,05,$$

$$a_2 = \frac{m_{W_2}}{m_{S_2}} = 665,5 \text{ м}^{-1}, b_2 = \sqrt{v_{W_2}^2 v_{K_2}^2 + v_{K_2}^2 + v_{W_2}^2} = 0,089;$$

$$Q_3 = 2\pi k E \delta^2, S_3 = P, K_3 = \delta^2, W_3 = 2\pi k E = 6,41 \cdot 10^{10} \text{ Па}, v_{W_3} = 0,$$

$$m_{K_3} = \phi_3(m_\delta) = m_\delta^2, v_{K_3} = 2v_\delta = 0,096,$$

$$m_{S_3} = m_P = 22 \cdot 10^3 \text{ Н}, v_{S_3} = v_P = 0,05,$$

$$a_3 = \frac{m_{W_3}}{m_{S_3}} = 2,91 \cdot 10^6 \text{ м}^{-2}, b_3 = \sqrt{v_{W_3}^2 v_{K_3}^2 + v_{K_3}^2 + v_{W_3}^2} = 0,096.$$

Подставив зависимости для m_{K_j} и найденные постоянные a_j , b_j и v_{S_j} в (10), получим уравнение для определения м.о. проектного параметра m_δ :

$$R(m_\delta) = \Phi\left(\frac{a_1 m_\delta - 1}{\sqrt{a_1^2 b_1^2 m_\delta^2 + v_P^2}}\right) \Phi\left(\frac{a_2 m_\delta - 1}{\sqrt{a_2^2 b_2^2 m_\delta^2 + v_P^2}}\right) \Phi\left(\frac{a_3 m_\delta^2 - 1}{\sqrt{a_3^2 b_3^2 m_\delta^4 + v_P^2}}\right) = R_{\text{пр}}.$$

Результат численного решения этого уравнения: $m_\delta = 2,3 \text{ мм}$. Зная коэффициент вариации толщины δ , найдём с.к.о. $\sigma_\delta = v_\delta m_\delta = 0,11 \text{ мм}$.

Пример 2. Для исходных данных предыдущего примера будем считать, что проектными параметрами являются и толщина, и радиус срединной поверхности сечения стержня (т.е. номинальное значение радиуса не задано, а коэффициент вариации радиуса возьмём таким же, как в примере 1).

Решение

В этом случае при тех же самых условиях работоспособности изменятся состав множеств входных и проектных параметров (табл. 3) и, соответственно, выражения для сомножителей несущих способностей K_j и W_j . Так, для несущей способности по условию прочности имеем, что

$$K_1 = R\delta \text{ и } W_1 = 2\pi\sigma_n.$$

Таблица 3

Исходные данные для примера 2

Числовые характеристики	Входные параметры		Проектные параметры	
	Сила P , Н	Предел пропорциональности, σ_n , Па	Радиус срединной поверхности сечения R , м	Толщина стенки δ , м
Номинал (м.о.)	$22 \cdot 10^3$	$120 \cdot 10^6$	?	?
Коэффициент вариации	0,05	0,09	0,025	0,048

Выражение для м.о. K_1 , как функция м.о. проектных параметров:

$$m_{K_1} = \phi_1(m_\delta, m_R) = m_\delta m_R;$$

значение коэффициента вариации K_1 :

$$v_{K_1} = \sqrt{v_R^2 v_\delta^2 + v_R^2 + v_\delta^2} = 0,054.$$

М.о. и коэффициента вариации сомножителя W_1 :

$$m_{W_1} = 2\pi m_{\sigma_n} = 7,54 \cdot 10^8 \text{ Па} \text{ и } v_{W_1} = v_{\sigma_1} = 0,09.$$

М.о. и коэффициент вариации нагрузки S_1 :

$$m_{S_1} = m_P = 22 \cdot 10^3 \text{ Н}, \quad v_{S_1} = v_P = 0,05.$$

Коэффициенты a_1 и b_1 :

$$a_1 = \frac{m_{W_1}}{m_{S_1}} = 3,43 \cdot 10^4 \text{ м}^{-2}, \quad b_1 = \sqrt{v_{W_1}^2 v_{K_1}^2 + v_{K_1}^2 + v_{W_1}^2} = 0,105.$$

Для двух остальных условий работоспособности стержня имеем:

$$K_2 = R^3 \delta, \quad W_2 = \frac{\pi^3 E}{L^2},$$

$$m_{K_2} = \phi_2(m_\delta, m_R) = m_R^3 m_\delta, \quad v_{K_2} = \sqrt{9v_R^2 + v_\delta^2} = 0,089,$$

$$m_{W_2} = \frac{\pi^3 E}{L^2} = 9,37 \cdot 10^{11} \text{ кг/м}^3 \text{ с}^2, \quad v_{W_2} = 0,$$

$$m_{S_2} = m_P = 22 \cdot 10^3 \text{ Н}, \quad v_{S_2} = v_P = 0,05,$$

$$a_2 = \frac{m_{W_2}}{m_{S_2}} = 665,5 \text{ м}^{-1}, \quad b_2 = \sqrt{v_{W_2}^2 v_{K_2}^2 + v_{K_2}^2 + v_{W_2}^2} = 0,089;$$

$$K_3 = \delta^2, \quad W_3 = 2\pi k E = 6,41 \cdot 10^{10} \text{ Па}, \quad v_{W_3} = 0$$

$$m_{K_3} = \phi_3(m_\delta) = m_\delta^2, \quad v_{K_3} = 2v_\delta = 0,096,$$

$$m_{S_3} = m_P = 22 \cdot 10^3 \text{ Н}, \quad v_{S_3} = v_P = 0,05,$$

$$a_3 = \frac{m_{W_3}}{m_{S_3}} = 2,91 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}, \quad b_3 = \sqrt{v_{W_3}^2 v_{K_3}^2 + v_{K_3}^2 + v_{W_3}^2} = 0,096.$$

В качестве критерия оптимальности будем использовать массу стержня.

Масса стержня

$$M = 2\pi R \delta L \rho,$$

где ρ – плотность конструкционного материала.

Целевая функция пропорциональна м.о. массы с точностью до постоянной $2\pi m_R L \rho$:

$$f(m_\delta, m_R) = m_\delta m_R$$

В результате имеем такую оптимизационную задачу:

$$\begin{cases} m_\delta m_R \rightarrow \min; \\ \Phi\left(\frac{a_1 m_\delta m_R - 1}{\sqrt{a_1^2 b_1^2 m_\delta^2 m_R^2 + v_P^2}}\right) \Phi\left(\frac{a_2 m_\delta m_R^3 - 1}{\sqrt{a_2^2 b_2^2 m_\delta^2 m_R^6 + v_P^2}}\right) \Phi\left(\frac{a_3 m_\delta^2 - 1}{\sqrt{a_3^2 b_3^2 m_\delta^4 + v_P^2}}\right) = R_{\text{пр}}. \end{cases}$$

В результате её решения находим м.о. толщины и радиуса срединной поверхности сечения стержня минимальной массы, обладающего заданным значением ВБР:

$$m_{\delta} = 1,5 \text{ мм}, m_R = 33,2 \text{ мм}.$$

Имея коэффициенты вариации проектных параметров, находим с.к.о. размеров сечения δ и R :

$$\sigma_{\delta} = v_{\delta} m_{\delta} = 0,07 \text{ мм}, \sigma_R = v_R m_R = 0,8 \text{ мм}.$$

Библиографические ссылки

1. Гайдученко П.А. Проектирование несущей конструкции заданной надёжности [Текст] / П.А. Гайдученко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. – Д., 2002. – Т. 4. – С. 91–100.

2. Арасланов А.М. Расчёт элементов конструкции заданной надёжности при случайных воздействиях [Текст] / А.М. Арасланов. – М.: Машиностроение, 1987. – 128 с.

3. Гайдученко П.А. Вероятностная модель выбора величины коэффициента безопасности для системы элементов [Текст] / П.А. Гайдученко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. – Д., 2002. – Т. 4. – С. 71–90.

4. Вероятностные характеристики прочности авиационных материалов и размеров сортамента [Текст] / А.А. Кузнецов [и др.]; под ред. С.О. Охупкина. – М.: Машиностроение, 1970. – 566 с.

5. Золотов А.А. Обеспечение надёжности транспортных аппаратов космических систем [Текст] / А.А. Золотов, М.И. Титов. – М.: Машиностроение, 1988. – 216 с.

Надійшла до редколегії 26.04.2015

УДК 532.593:541.24

К.В. Гети, С.А. Давыдов, А.В. Давыдова

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ СЕТЧАТОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПЛОШНОСТИ ТОПЛИВА С ЗАДАННЫМ УРОВНЕМ КОЭФФИЦИЕНТА УПРУГОСТИ

У роботі пропонується методика розміщення сітчастих розподільувачів фаз в опорних рамках з заданим рівнем коефіцієнту пружності, що є елементами конструкції системи забезпечення суцільності палива космічних літальних апаратів

Ключові слова: космічний літальний апарат, сітчастий розподільувач фаз, рідке паливо, невагомість

В работе предлагается методика размещения сетчатых разделителей фаз в опорных рамках с заданным уровнем коэффициента упругости, которые являются элементами конструкции системы обеспечения сплошности топлива космических летательных аппаратов

Ключевые слова: космический летательный аппарат, сетчатый разделитель фаз, жидкое топливо, невесомость

In activity the technique of accommodation of phases mesh dividers in reference frameworks with the set level of factor of elasticity which structurally make maintenance system fuel of space flight vehicles is offered

Keywords: space vehicles, mesh phase divider, liquid fuel, zero gravity

В настоящее время для обеспечения отделения жидких компонентов топлива от газа наддува в баках космических летательных аппаратов (КЛА) в условиях практической невесомости наиболее широко используются системы обеспечения сплошности топлива (СОСТ) сетчатого типа [1].

Основным рабочим элементом этих систем являются тканые металлические сетки с ячейками микронных размеров, т. н. сетчатые фазовые разделители (СФР). Эти СФР ограничивают внутри полости бака КЛА замкнутые «заневоленные» области, которые свободны от газовых включений на протяжении всего полета КЛА вплоть до полного опорожнения топливного бака. Тканая металлическая сетка, которая отделяет газ наддува от жидкости, имеет толщину в несколько десятков микрон, и нуждается в элементах усиления при размещении внутри бака КЛА. Указанные выше, «заневоленные» области в топливном баке ограничены металлическими перегородками самой различной конфигурации с «окнами», в которых устанавливается СФР [1].

Эти опорные «окна» с СФР имеют различную форму площадью в несколько десятков квадратных сантиметров. Повышение жесткости сетчатой

СОСТ возможно либо за счет увеличения натяжения СФР при его размещения в «окне», либо с помощью дополнительных усиливающих опорных элементов [5]. Использование дополнительных опорных элементов требует незначительного натяжения СФР в «окне». Поэтому в данном случае изменение удерживающей способности СФР за счет его растяжения при монтаже практически отсутствует.

Влияние способа крепления СФР в опорном «окне» на его удерживающую способность экспериментально изучалось в [5]. При этом основное внимание уделялось работоспособности СФР в условиях действия внешних вибраций с частотой от 8 до 500 Гц. В работе делается вывод, что использование различного рода дополнительных опорных элементов увеличивает жесткость СФР. При этом повышение жесткости СОСТ снижает чувствительность системы к внешним динамическим воздействиям.

Конструкция всей сетчатой СОСТ, при использовании дополнительной опоры под СФР, существенно усложняется. Неизбежно усложняется также технология сборки и экспериментальной отработки данной системы.

Если принимается решение об отказе в конструкции СОСТ от каких-либо дополнительных усиливающих элементов, то для обеспечения требуемого уровня жесткости СФР необходимо обеспечивать растяжение сетки при ее закреплении в «окне» опорной рамы до необходимого уровня.

Рост уровня натяжения сетчатой СОСТ на опорном «окне» влечет за собой изменение размеров ячеек плетения сетки и, как следствие, изменение удерживающей способности СФР. Существование этой связи экспериментально доказано в [3] для СФР полотняного типа плетения в диапазоне изменения стороны ячейки от 40 мкм до 160 мкм. В [3] также указывается, что при росте уровня натяжения СФР опорном «окне» вплоть до механического разрушения проволок плетения наблюдается снижение удерживающей способности СФР от 5% до 15%. По результатам экспериментов получена эмпирическая зависимость относительного изменения удерживающей способности СФР от его коэффициента упругости.

Следовательно, на этапе изготовления сетчатой СОСТ желательно контролировать уровень натяжения СФР в опорных «окнах», поскольку информация об уровне жесткости СФР позволяет оценивать степень снижения удерживающей способности СОСТ, вызванную сборкой этой системы. Предлагаемая ниже технология, позволяет решить эту проблему.

На рис. 1 приведена схема установки, предназначенной для размещения СФР в опорном «окне» с заданным уровнем жесткости. Общий вид этой установки приведен на рис. 2. Предлагается предварительно с помощью сварки, или пайки размещать СФР на металлических рамках, заданного размера, которые в дальнейшем устанавливаются в общую конструкцию СОСТ. В зависимости от конкретной конструкции СОСТ указанные рамки с СФР могут иметь прямоугольную, либо круглую формы. Принципиального значения это не имеет для предлагаемой технологии.

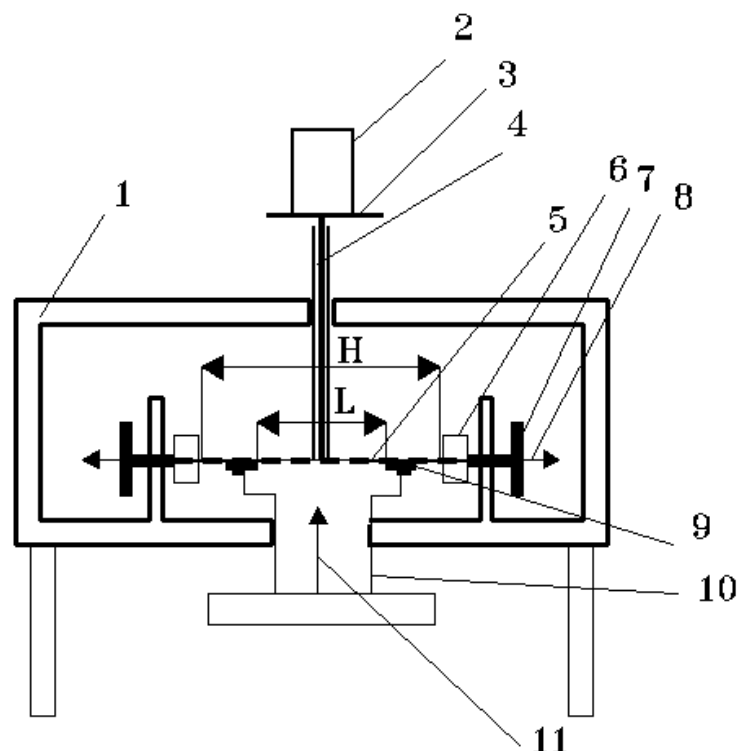


Рис. 1. Схема установки для размещения СФР в опорном окне СОСТ:

- 1 – опора;
- 2 – груз;
- 3 – столик для размещения груза;
- 4 – измеритель линейного перемещения СФР;
- 5 – СФР;
- 6 – зажимное устройство;
- 7 – растягивающие винты;
- 8 – направление растяжения СФР;
- 9 – опорная рамка;
- 10 – нижняя подвижная опора;
- 11 – направление движения нижней опоры при растяжении СФР.

Предположим, что опорные «окна» в выбранной конструкции СОСТ имеют форму окружности диаметром L . Тогда опорная металлическая рамка, для размещения СФР 9 (рис. 1) должна иметь форму кольца внутренним диаметром L (рис. 1) и шириной 10 – 15 мм. Эта рамка устанавливается на нижнюю подвижную опору 10, которая имеет внешний ограничительный буртик, препятствующий смещению опорной рамки. Высота этого буртика должна быть меньше толщины опорной рамки. Далее выбирается требуемый СФР квадратной формы со стороной H (рис. 1). При этом должно выполняться условие, что H превосходит внешний диаметр опорной рамки. Указанный образец СФР закрепляется с четырех сторон в зажимных устройствах 6. С помощью растягивающих винтов 7 СФР 5 растягивается в двух взаимно перпендикулярных направлениях до уровня, когда исчезает, визуально наблюдаемое, провисание поверхности СФР. На рис. 1 не показана пара

зажимных устройств и растягивающих винтов в направлении перпендикулярном плоскости рисунка.

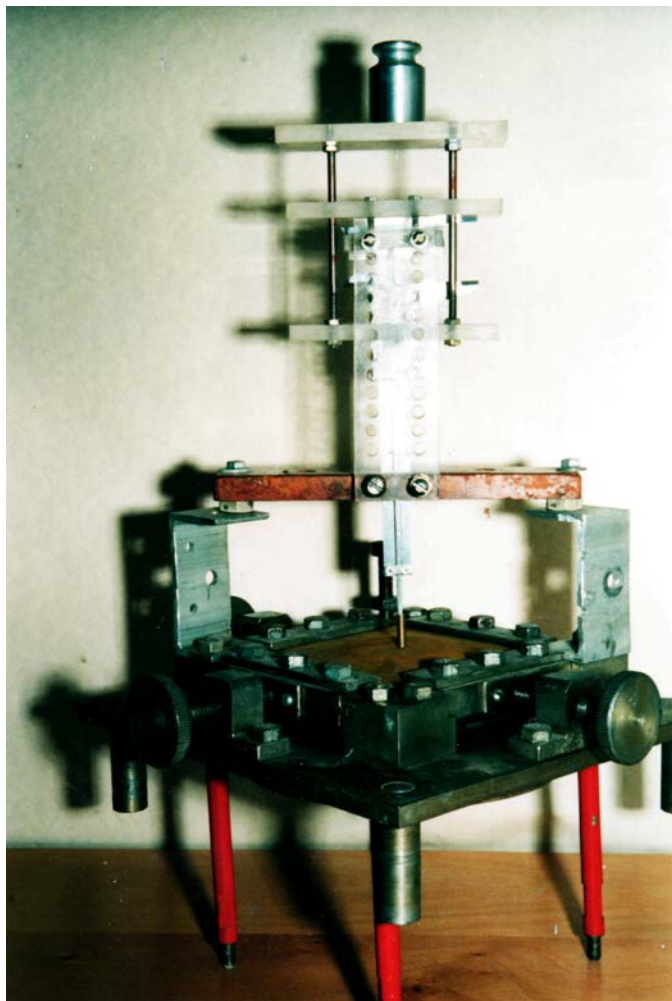


Рис. 2. Общий вид установки для размещения СФР в опорном окне СОСТ

Далее под поверхность СФР подводится опорная рамка 9 за счет вращения специального кольца с резьбой на нижней подвижной опоре 10. Сверху к поверхности СФР подводится шток измерителя линейных перемещений 4 до момента соприкосновения с поверхностью СФР в центре опорной рамки. Далее на столик 3 помещается груз 2 заданной массы m . Под действием этого груза шток измерителя смещается вниз на расстояние l . Значение коэффициента упругости СФР в опорном кольце определяется по формуле [4]

$$\alpha = \frac{4(A\xi^3 + B\xi)h^4}{mgL^2}, \quad (1)$$

где α - коэффициент упругости СФР, $\text{м} \cdot \text{с}^2 / \text{кг}$; $\xi = \frac{l}{h}$ - относительное прогиб СФР в центре опорной рамки; l - линейное смещение СФР в центре опорной рамки, мм; h - толщина СФР, м; A, B - постоянные коэффициенты; m - масса груза 2 (рис. 1), кг; L - внутренний диаметр опорной рамки, м.

В данном случае размещения СФР 5 на опорной рамке коэффициенты A и B в (1) имеют, соответственно значения 2,59 и 1,81 (случай шарнирного закрепления СФР без смещения точек контура [4]).

Если полученное значение коэффициента упругости СФР α меньше требуемого, то уровень натяжения СФР на опорной рамке увеличивается за счет перемещения рамки вверх с помощью нижней подвижной опоры. При этом предварительно груз 2 со столика 3 убирается. Далее, после занятия поверхностью СФР соответствующего положения, проводится замер нового относительного смещения центра поверхности СФР под действием груза m . Далее определяется новое значение коэффициента упругости α . Если полученное новое значение α превосходит требуемое значение, то степень натяжения СФР на опорную рамку уменьшается с помощью перемещения нижней подвижной опоры вниз по отношению к поверхности СФР.

Таким образом, устанавливается требуемое значение коэффициента упругости $\alpha_{\text{ном}}$ в опорной рамке.

Далее по периметру опорной рамки выполняется закрепление на ней СФР с помощью пайки, либо сварки. После выполнения процесса закрепления СФР необходимо провести контрольный замер значения коэффициента упругости по методике, которая изложена выше.

Затем нижняя подвижная опора отводится вниз, растягивающие винты 7 ослабляются, и опорная рамка с СФР освобождается из зажимного устройства 6. После этого СФР обрезается по внешнему периметру опорной рамки и данный элемент может быть установлен в СОСТ КЛА.

Следует также отметить, что по известной величине коэффициента упругости $\alpha_{\text{ном}}$ в опорной рамке можно оценить степень снижения удерживающей способности СФР за счет его растяжения в опорном «окне», используя полуэмпирическую зависимость [3]

$$K = 0,83(\alpha E)^{0,044}, \quad (2)$$

где $K = \frac{\Delta p_{\text{сус}}(\alpha_{\text{ном}})}{\Delta p_{\text{сус}}}$ - коэффициент снижения удерживающей способности

СФР за счет его натяжения в опорном «окне»; $\Delta p_{\text{сус}}$ - удерживающая способность СФР в ненатянтом положении, $\text{кг} \cdot \text{м} / \text{с}^2$; $\Delta p_{\text{сус}}(\alpha_{\text{ном}})$ - удерживающая способность СФР при значении коэффициента упругости $\alpha = \alpha_{\text{ном}}$, $\text{кг} \cdot \text{м} / \text{с}^2$; E - модуль упругости, материала из которого изготовлена СФР, $\text{кг} / \text{м} / \text{с}^2$.

Зависимость (2) экспериментально подтверждена для СФР, которые изготовлены из нержавеющей стали, полотняного типа плетения, с квадратными ячейками размером от 40 до 160 микрон.

В заключение необходимо отметить следующее. Представленная выше технология изготовления опорных рамок с СФР, которые являются основными рабочими элементами СОСТ сетчатого типа позволяет создавать системы управления положением топлива в баках КЛА, обладающие априорно заданным уровнем жесткости. От значения этого проектного параметра существенно зависят динамические характеристики СОСТ и ее работоспособность. Представленная выше методика изготовления может использоваться практически без изменений для опорных рамок любого размера и формы. При изменении формы рамки необходимо лишь уточнить зависимость (1) для расчета коэффициента упругости СФР, поскольку уравнение (1) применимо только для кольцевых рамок. Использование зависимости (2), либо расчетной методики, предложенной в [2], для определения коэффициента снижения удерживающей способности СФР при их растяжении, применимо только для СФР с указанными выше параметрами. В случае использования в конструкции сетчатых СОСТ других типов СФР, либо криогенных компонент топлива требуется проведения соответствующих экспериментальных исследований.

Библиографические ссылки

1. Багров В.В. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М., Синцов А.Л., Сухоставец В.Ф. – М.: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. – 328с.
2. Давыдов С.А. Методика расчета коэффициента снижения удерживающей способности сетчатых разделителей фаз при увеличении их упругости / С.А. Давыдов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий – Харків, 2005 – № 6/2 (18) – стр. 155 – 157.
3. Давыдов С.А. Экспериментальные исследования влияния коэффициента упругости сетчатых разделителей фаз на их удерживающую способность / С.А. Давыдов // Вісн. Дніпропетр. університету. Ракетно-космічна техніка – Дніпропетровськ, 2004 – Вип. 8, № 12 – стр. 11 – 17.
4. Прочность, устойчивость, колебания. Справочник, том 1 . Под ред. И.А.Биргера и Я.Г. Пановко – М.: Машиностроение, 1968. – 831 с.
5. Tegart J.R. Effect of vibration on retention characteristics of screen acquisition systems/ J.R. Tegart , A.C. Park //NASA CR № 135264.–1977.–165 p.

Надійшла до редколегії 5.05.2015

УДК 629.78

Н.М. Дронь¹, А.В. Хитько¹, П.Г. Хорольский², Л.Г.Дубовик¹

¹Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара

²Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»

ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЭРД В СОСТАВЕ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

Розглянуте питання розширення можливостей електродинамічної тросової системи за рахунок використання в якості плазмових замикачів електроракетних двигунів, які при необхідності можуть бути застосовані для буксирування космічних апаратів і космічних об'єктів з орбіт, близьких до полярних.

Ключові слова: електродинамічна тросова система, плазмовий замикач, електроракетний двигун.

Рассмотрен вопрос расширения возможностей электродинамической тросовой системы за счет применения в качестве плазменных замыкателей электроракетных двигателей, которые при необходимости могут быть использованы для буксирования космических аппаратов и космических объектов с орбит, близких к полярным.

Ключевые слова: электродинамическая тросовая система, плазменный замыкатель, электроракетный двигатель.

The question of capabilities expansion of electrodynamic tether system at the expense of application as plasma contactors the electric propulsions which can be if necessary used for towing of space crafts and space objects from orbits, close to the polar is considered.

Keywords: electrodynamic tether system, a plasma contactor, the electric propulsion.

Введение. К настоящему времени разработаны основные принципы построения электродинамической тросовой системы (ЭДТС) и описаны различные варианты ее применения в космическом пространстве. В частности ЭДТС может быть использована:

- как генератор электрической энергии и сверхнизкочастотных колебаний;
- как двигательная система для осуществления транспортных операций;
- для передачи и диссипации энергии в магнитосфере;
- для проведения фундаментальных исследований в магнитосфере;
- для мониторинга межпланетной среды и т.д.

В научной литературе [1-4] достаточно широко обсуждается идея применения электродинамической тросовой системы для увода космических аппаратов (КА) и космических объектов (КО) с низких околоземных орбит. Ее реализация позволит создать эффективную малозатратную систему для очистки околоземного пространства от космического мусора, что особенно важно для современного освоения космоса.

Основные проблемы функционирования ЭДТС связаны с организацией замкнутого контура в ионосфере, что ставит задачу сброса заряда с концевых элементов троса. Необходимо инжектировать электроны или принимать ионы с одного концевой элемента (режим катода) и принимать электроны или инжектировать ионы – с другого конца (режим анода). Задача может быть решена применением на концах ЭДТС плазменных замыкателей (контакторов), которые должны эффективно проводить ток через достаточно большие площади для достижения потребного уровня его плотности, т.е. потери тока в тросе и замыкателях должны быть сведены к минимуму.

ЭДТС используют три типа плазменных замыкателей:

- пассивный крупногабаритный замыкатель на обоих концах троса;
- пассивный крупногабаритный замыкатель на верхнем конце троса и электронная пушка на нижнем конце;
- генерирующие плазму полые катоды на обоих концах троса.

В первой конфигурации верхний замыкатель (возможно проводящий шар) накапливает электроны. Нижний плазменный замыкатель в этой конфигурации (возможно проводящая поверхность, соединенная с КА) использует крупногабаритную поверхность для аналогичного сбора ионов. Это простейший способ генерации тока в тросе. Однако, в нем реализуется значительный импеданс переходного слоя. Так для обеспечения тока в несколько ампер требуется потенциал в несколько киловольт, что подтверждено экспериментальными исследованиями взаимодействия плазмы с КА.

В этом случае оба замыкателя являются пассивными элементами ЭДТС. Они отличаются простотой конструкции, но из-за низкой плотности плазмы в ионосфере должны иметь большие собирающие поверхности.

Во второй конфигурации, для обеспечения возможности получения большой силы тока через трос, пассивный замыкатель на нижнем конце ЭДТС заменяется электронной пушкой, обеспечивающей эквивалентную сбору положительных ионов инжекцию электронов. Такой замыкатель позволяет осуществлять прямой контроль тока и не требует расхода рабочего тела. Недостатком использования электронной пушки в качестве плазменного замыкателя ЭДТС является необходимость источника электрической энергии на борту КА для обеспечения запуска и функционирования пушки. При токе 1 А ускоряющее напряжение должно быть порядка тысячи вольт, что не может быть обеспечено за счет электродвижущей силы (ЭДС) системы.

Третья конфигурация представляется как наиболее перспективная. В этой конфигурации полые катоды на каждом из концов ЭДТС генерируют образования высокопроводящей плазмы. Плотность плазмы достаточно высока на концах троса и ослабевает до ионосферной на больших расстояниях. Плазменные образования обеспечивают возможность замыкания тросового тока в любом направлении, что позволяет системе функционировать как генератору или как двигателю с большой свободой, чем две ее другие описанные конфигурации. Для обеспечения функционирования полых катодов

необходимы источник электрической энергии и расход рабочего тела. Но мощность источника энергии в этом случае значительно меньше, чем та, которая необходима для работы электронной пушки, а система хранения и подачи рабочего газа не определяет весовой состав ЭДТС.

Постановка задачи. Целью данной статьи является расширение возможностей электродинамической тросовой системы путем применения в качестве плазменных замыкателей электроракетных двигателей (ЭРД), которые при необходимости могут быть использованы для буксирования КА и КО с орбит, близких к полярным. В этом случае пассивная электродинамическая тросовая система становится активной системой увода КА и КО. Источником электроэнергии для ЭРД будет сама ЭДТС

Изложение основного материала. Если рассматривать проблему увода космического мусора, то одним из способов ее решения может быть использование тормозящей силы, создаваемой с помощью ЭДТС и обуславливающей электродинамическое торможение, физические основы создания которого следующие.

При движении ЭДТС на околоземной орбите она, как проводник, пересекает силовые линии магнитного поля, поэтому на ее концах индуцируется электродвижущая сила (ЭДС). Эта ЭДС, в предположении, что стабилизированная гравитационными силами система вытянута вдоль местной вертикали, может быть вычислена по формуле [5]

$$U = v_0 B_0 L,$$

где v_0 – орбитальная скорость ЭДТС; B_0 – индукция магнитного поля Земли; L – длина выпущенного троса.

За счет взаимодействия с космической плазмой по тросу будет течь ток I , величина которого определяется согласно закону Ома

$$I = \frac{U}{R},$$

где R – общее электрическое сопротивление цепи (включая сопротивление плазмы).

На трос с током, в свою очередь, будет действовать сила Ампера F [5]

$$F = \int_0^L Id\vec{l} \times \vec{B}_0.$$

Последнее равенство выполняется в предположении прямолинейности проводника и постоянства силы тока вдоль него.

Сила Ампера, направлена перпендикулярно линии троса и обуславливает электродинамическое торможение системы. Если ЭДТС пересекает силовые магнитные линии перпендикулярно их направлению (движение в плоскости магнитного экватора), то вся сила направлена на торможение движения. В ином случае, возникает составляющая силы, направленная перпендикулярно плоскости орбиты, которая, при массовой несимметричности системы может быть причиной ее раскачивания относительно плоскости орбиты.

Была рассмотрена активная электродинамическая тросовая система с ЭРД, позволяющая осуществлять увод КА в плотные слои атмосферы Земли после окончания срока активного существования аппарата.

Если этот КА находится в экваториальной области, то, соединив его с другим КО проводящим тросом и разместив на его борту или на КО электроракетный двигатель, последний можно использовать как плазменный замыкатель электродинамической тросовой системы. При этом КО на другом конце троса осуществляет функцию концевого тела. Запуском ЭРД на верхнем конце ЭДТС меняется направление тока в системе и, как следствие, траектория движения связки КА-КО, после чего она переходит на орбиту спуска в атмосферу.

При движении КА, подлежащего уводу, по орбите, близкой к полярной, трос пересекает линии магнитной напряженности под небольшим или нулевым углами, вследствие чего токи в ЭДТС малы или отсутствуют. В таком случае при наличии ЭРД в ее составе связка КА-КО переводится в режим буксира и с помощью двигателя КА или КО уводится из полярных областей с низкой напряженностью магнитного поля в экваториальные, что позволяет использовать ЭРД в качестве плазменного замыкателя [6].

Несмотря на то, что все проведенные ранее космические эксперименты с ЭДТС были лишь частично успешными, можно считать подтвержденным тот факт, что при орбитальном движении системы наблюдаются значительные изменения как ЭДС индукции, наводимой в тросе геомагнитным полем, так и тока в тросе, коммутируемого с помощью плазменных замыкателей.

Оценка генерируемой в тросе мощности вычисляется по формуле [5]

$$P = \frac{m(v_0 B_0)^2}{\rho d},$$

где m – масса троса; ρ , d – удельное сопротивление и плотность материала троса.

Напряжение, полученное в режиме генерации электроэнергии, может быть использовано в системе питания используемого в ЭДТС двигателя.

Основываясь на результатах эксперимента «Plasma Motor Generator» [7], в качестве ЭРД для ЭДТС рекомендуются стационарные плазменные двигатели, потребляемая мощность которых не превышает 100 Вт (например, СПД-50).

Выводы. Таким образом, введение в состав электродинамической тросовой системы ЭРД приводит к расширению диапазона ее использования, в частности на орбитах, близких к полярным, где такие системы принципиально недееспособны. Учитывая, что электроракетные двигатели имеют большой ресурс работы и низкую стоимость и не оказывают влияния на временные и стоимостные характеристики системы, на базе ЭДТС с ЭРД может быть создано эффективное транспортное средство для низких околоземных орбит для борьбы с космическим мусором.

Библиографические ссылки

1. Bruno C.L. EDOARD: An electrodynamic tether device for efficient spacecraft de-orbiting [Text] / C.L. Bruno // Proceeds Third European Conference on Space Debris, European Space Operation Center (Esoc), Darmsstadt, Germany, March 2001, – 2001. – P. 707-712.
2. Less L. Satellite de-orbiting by means electrodynamic tethers. Part II: System configuration and performance [Text] / L. Less, C. Bruno, C. Olivieri, G. Vannoroni // Acta Astronautica. – 2002. – Less L.ol. 50, № 7, – P. 407-416.
3. Алпатов А.П., Гребенкин Ф.Н., Мищенко А.В., Пироженко А.В. Электродинамическая система увода космических аппаратов с орбит: исследования на наноспутниках [Текст] // Вісник Дніпропетровського національного університету. – 2006. – № 2/2. – С. 5-10.
4. Pardini C., Hanada T., Krisko P. Benefits and risks of using electrodynamic tethers to do de-orbit spacecraft [Text] / C. Pardini , T. Hanada , P. Krisko // Acta Astronautica.– 2009. – Vol. 5. – № 64. – P. 571-588.
5. Тамм И.Е. Основы теории электричества [Текст] / И.Е. Тамм. – М.: Наука, 1989. – С. 137-151.
6. Пат. 91455 Україна, МПК В64G 1/00, 1/56, 5/00. Спосіб забезпечення безпеки польотів космічних апаратів / П.Г. Хорольський, А.В. Хитько. – № и201314765; Заявл. 16.12.2013; Опубл. 10.07.2014 // Бюл. № 13. – 5 с.
7. McCoy J.E. Plasma motor-generator (PMG) flight experiment results [Text]/ McCoy J.E, et al. // Fourth International Conference on Tether in Space, Washington, 10-14 April, 1995. – 1995. – P. 57-85.

Надійшла до редколегії 13.05.2015

УДК 621.791.1

И. И. Карпович, Е. В. Карпович

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КАЧЕСТВА ПОЛУЧЕНИЯ БИМЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПЕРЕХОДНИКОВ ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКОЙ

У роботі розглянуті методи визначення якості біметалевих перехідників різного призначення та якості їх виготовлення. Проведено аналіз структури показників властивостей виробів. Визначено вплив технологічних параметрів на якість перехідників.

Ключові слова: дифузійне зварювання, біметалічні перехідники, перехідники по охоплюваним поверхням, якість зварювання.

В работе рассмотрены методы определения качества биметаллических переходников различного назначения и качество их изготовления. Проведен анализ структуры показателей свойств изделия. Определено влияние технологических параметров на качество переходников.

Ключевые слова: диффузионная сварка, биметаллические переходники, переходники по охватываемым поверхностям, качество сварки.

The methods for determining the quality of bimetallic adapters for different purposes and the quality of their production are considered in work. The analysis of the structure of performance properties of the product. The influence of process parameters on the quality adapters is shown.

Keywords: diffusion welding, bimetallic transmitter, transmitter on the engulfed surfaces, welding quality.

Определение качества как отдельно изготовленной детали, узла так и всего изделия в целом имеет большое значение для авиа- и ракетостроения. Осуществляется это с помощью карт качества методами квалиметрии, которые позволяют сделать количественную оценку качества изделия и выбрать из большого множества вариантов оптимальный метод изготовления.

В литературе достаточно много трудов посвящено теории определения качества объектов и процессов. Системная наследственность качества процессов проектирования, изготовления и эксплуатации на качество результата рассмотрена в [1], где определены принципы оценивания качества и показаны различия экспертных, индексных, таксономических и вероятностно-статистических методов определения качества.

Задача выбора оптимального варианта технологического процесса изготовления деталей с помощью методов квалиметрии в виде блок-схемы сформулирована в [2]. Также рассмотрен алгоритм определения комплексной оценки качества в общем виде. В [3] проведен анализ критериев оптимизации в

задаче выбора технологического процесса и показана необходимость использования в этой роли оценки качества, приведена структура показателей свойств изделия и технологии его изготовления.

Одними из многих деталей, которые часто используются в составе систем на ракетносителях и спутниках являются биметаллические переходники различного назначения и конструкции. Для выбора типа переходника и оптимального варианта технологического процесса его изготовления необходимо определить уровень качества изделия и его получения.

Целью данной статьи является выбор методики определения качества биметаллических переходников различного назначения и их изготовления, анализ структуры показателей свойств, определение влияния технологических параметров на качество переходников.

Качество по ДСТУ характеризуется рядом характеристик, которые удовлетворяют потребителя в той или иной мере. Оценка качества изделия определяется методами, суть которых сводится к построению по возможности более полной иерархической древовидной структуры показателей свойств продукции, сравнении их с предельными минимальными или максимальными показателями. Затем используя дифференциальные и комплексные показатели, а также весовости отдельных свойств, вычисляют относительный показатель (оценку) качества.

В ГОСТ 2.116-84 установлены восемь основных групп показателей качества изделия:

- показатели назначения;
- показатели надежности;
- показатели технологичности;
- эстетические показатели;
- эргономические показатели;
- показатели стандартизации и унификации;
- патентно-правовые показатели;
- экономические показатели.

Для оценки качества биметаллических переходников необходимо выделить группу показателей свойств изделия, которые определяют его работоспособность. К ним относятся прочностные показатели изделия: временный предел прочности σ_b , предел прочности на срез $\sigma_{ср}$; показатель герметичности G , удельный вес γ , точность и шероховатость торцевых и внутренних поверхностей, а также себестоимости. Качество изготовления биметаллических переходников определяется соблюдением всех проектных и технологических параметров и степенью влияние их отклонения на качество получаемого изделия.

Увеличение точности и шероховатости торцевых и внутренних поверхностей не приведет к увеличению качества. Выполнение этих параметров необходимо для выполнения дальнейшей установки переходника в

узел агрегата или системы и обеспечение коэффициента гидросопротивления ζ соответственно для торцевой и внутренней поверхностей.

Минимальные или максимальные величины показателей определяются на стадии проектирования изделия. Предельные значения показателей свойств зависят от условий работы биметаллических переходников, которые используются в составе узлов или систем. Для переходников газобаллонной системы наддува, соединяющих баллон из титанового сплава ВТ6С с трубопроводом из нержавеющей стали 12Х18Н10Т предъявляются высокие требования по герметичности, прочностные характеристики должны выдерживать высокое внутреннее давление до 28 МПа при рабочей температуре среды $\pm 50^\circ\text{C}$. Для реактивной системы управления также важна прочность при циклических нагрузках. Для переходников ВТ6С-12Х18Н10Т, которые используются в микродвигателях спутниковых системах коррекции, прочностные требования повышаются при повышении рабочей температуры в отличие от показателей герметичности.

Таким образом, для биметаллических переходников ВТ6С-12Х18Н10Т временный предел прочности σ_v должен быть не ниже 0,7–0,95 предела прочности наименее прочного металла; предел прочности на срез σ_{cp} – не ниже 0,95 наименьшего значения из двух материалов.

Количественно уровень качества изделия в настоящее время оценивается дифференциальными, комплексными и смешанными методами. В виде баллов можно получить значение качества экспертным путем, но оно носит субъективный характер. Смешанный метод заключается в том, что для получения комплексной оценки качества необходимо воспользоваться дифференциальными параметрами.

В статье [2] предлагается воспользоваться формулой (1) для определения i -го дифференциального параметра:

$$K_i = \frac{p_i - p_i^{\bar{op}}}{p_i^{\bar{baz}} - p_i^{\bar{op}}}, \quad (1)$$

где p_i – единичный показатель качества; $p_i^{\bar{baz}}$ – единичный базовый показатель качества; $p_i^{\bar{op}}$ – показатель брака, он равен минимально допустимому значению показателя $p_i^{\bar{op}} = p_i^{\min}$.

В качестве базовых показателей принимаются соответствующие показатели из нормативных документов: стандартов, технической и конструкторской документации для лучших образцов изделия.

Формула (1) хорошо работает только, если при больших значениях единичных показателей их разница в базовом и изготовленном изделии небольшая, тогда при сравнении дифференциальных показателей разница видна в большей степени. При использовании безразмерных величин одного порядка, преимущества которых приводятся в [4], дифференциальные показатели определяются простыми соотношениями (2) и (3):

$$K_i = \frac{P_i}{P_i^{баз}}, \quad (2)$$

$$K_i = \frac{P_i^{баз}}{P_i}, \quad (3)$$

Для каждого конкретного показателя выбирается та формула, в которой увеличение K_i соответствует улучшению качества продукции. Например, формулу (2) применяют для прочностных характеристик, удельного веса, а формулу (3) – показателей себестоимости, энергоемкости, материалоемкости.

Для нахождения комплексной оценки качества используется понятие весомости свойств, с помощью которого определяют вклад разнообразных показателей качества продукции в ее потребительскую ценность. Главное свойство весомости – сумма весомостей на каждом уровне иерархического дерева качеств есть постоянной величиной:

$$\sum_i M_i = 1, \quad (4)$$

где M_i – весомость i -го свойства.

Определение весомостей – наиболее тяжелое задание, так как для разных потребителей значимость свойств изменяется. Поэтому весомость свойств нужно назначать объективно для каждого конкретного случая отдельно. Для определения весомостей используют четыре способа: стоимостной, экспертный, вероятностный и смешанный. При наличии большого количества модификаций продукции и разнообразных потребителей можно пользоваться вероятностным методом. Стоимостной заключается в определении влияния различных свойств на экономическую эффективность на стадиях проектирования, производства и эксплуатации. При использовании средств квалиметрии в технологии ракетостроения лучше всего применять экспертный метод, который основывается на усреднении значений, определяемых группой экспертов.

Комплексную оценку качества находят целым рядом методов, которые можно условно разделить на три группы: средневзвешенные, среднегеометрические и среднегармонические. В нашем случае единичные показатели мало отличаются и имеют один порядок, поэтому используем формулу (5) средневзвешенного метода [1]:

$$K_0 = \sum_i M_i K_i, \quad (5)$$

где K_0 – комплексная оценка качества; M_i – весомость i -го свойства; K_i – дифференциальный показатель i -го свойства.

Требованиям, предъявляемым к переходникам по прочности и герметичности, в значительной степени отвечают неразъемные сварные соединения по охватываемым поверхностям контакта, полученные методом диффузионной сварки. В таких соединениях остаточные напряжения сжимающие, что повышает надежность, в отличие от сварки в стык, где остаточные напряжения являются касательными и разрушают соединение [5].

Анализ существующих схем диффузионной сварки трубных заготовок и способов их технологической реализации [5] показал, что принудительное сдавливание заготовок в процессе сварки позволяет получить стабильное и хорошо воспроизводимое сварочное давление. С технологической точки зрения этот способ получения давления на контактных поверхностях является достаточно сложным, так как требует применения специальных приспособлений и установок для диффузионной сварки. Обычно технологическая себестоимость имеет малую весомость, однако увеличение расходов на специальные приспособления и установку для диффузионной сварки на несколько порядков будет значительно уменьшать комплексный показатель качества.

Наиболее технологически простой является сварка трубных заготовок по охватываемым поверхностям с получением требуемого давления в контакте за счет предварительного натяга и различия в коэффициентах температурного расширения материалов при нагреве до температуры сварки. Контроль величины натяга при этом будет производиться по величине запрессовки, которая определяется расчетным методом, а также с использованием наружной обоймы. Технологическая реализация предложенной схемы сварки связана с обеспечением минимального зазора между наружной поверхностью охватывающей детали и внутренней поверхностью обоймы. Принудительная механическая раздача охватывающей детали охватываемой позволит компенсировать технологический зазор при нормальной температуре, а при температуре сварки получить требуемое контактное давление. Изменение технологического зазора при изготовлении в заданных пределах на качество сварки практически не повлияет, так как соединение выполняется с небольшим конусом и погрешности изготовления обоймы компенсируется давлением предварительной сборки. Это смягчает требования к геометрическим отклонениям размеров и формы обоймы и тем самым уменьшая себестоимость изготовления.

Процесс диффузионной сварки соединений по развитым охватываемым поверхностям заключается в сборке деталей с натягом, обеспечивающим при температуре сварки требуемое давление, нагреве, выдержке собранной конструкции и охлаждении. Необходимо рассмотреть влияние технологических факторов на качество биметаллических переходников.

Обязательным условием получения диффузионного сварного соединения является создание физического контакта соединяемых материалов, которое осуществляется путем пластического деформирования микронеровностей на контактных поверхностях. Степень контактной микропластической

деформации зависят от сборочных напряжений и деформаций, а также напряжений и деформаций, возникающих вследствие различия в коэффициентах термического расширения соединяемых материалов, которые действуют в макрообъемах.

Технологически для обеспечения условий сварки контактные поверхности должны быть выполнены коническими с конусом Морзе 3 не ниже шестой степени точности; все остальные поверхности деталей – по 14 качеству точности; отклонения контактных поверхностей конусов от прямолинейности и круглости – в пределах 0,001-0,008 мм; шероховатость конических контактных поверхностей – $Ra=0,45-0,8$ мкм, что соответствует чистовому точению. Зазор между наружной поверхностью охватывающей детали и внутренним диаметром обоймы для малогабаритных переходников рекомендуется принимать не более 0,1 мм. Отклонения определены таким образом, чтобы обеспечить максимальную площадь физического контакта и, с другой стороны, уменьшить себестоимость изготовления. Не выполнение рекомендаций показали малую зону контакта и низкую прочность.

Качество диффузионного биметаллического соединения во многом зависит от ширины диффузионной зоны, толщины интерметаллидной прослойки, что приводит к необходимости использования промежуточных материалов между ВТ6 и 12Х18Н10Т.

Результаты исследований, проведенных в ИЭС им. Е.О. Патона, показали, что применение слоев V и Cu оптимальных размеров позволяет получить сварные соединения сплавов титана с нержавеющей сталью, обладающие достаточной прочностью при удовлетворительной вязкости и пластичности как при комнатной, так и при повышенных температурах. Временное сопротивление сварных торцевых соединений титановых сплавов ВТ6 и ВТ5-1 со сталью 12Х18Н10Т, выполненных диффузионной сваркой с применением прослоек V и Cu, равно соответственно 0,75-0,8 и 0,95-0,97 от наименее прочного из свариваемых металлов – нержавеющей стали. Сварка проводилась на режимах $T=1273$ К (1000 °С), $p=3...6$ МПа, $\tau=5...15$ мин [6, 7].

Диффузионная сварка по торцам трубчатых переходников малой толщины с применением специальной многослойной ленты V-Cu-сталь, V-Cu-Ni также позволяет получать качественные соединения титановых сплавов со сталями [7].

Установка двух прослоек между деталями, при сварке по охватываемым поверхностям, является нежелательным, так как в процессе запрессовки может происходить смещение прослоек, образование гофр и, как следствие, неравномерное распределение промежуточных материалов по поверхности контакта и ухудшение качества сварного соединения. Использование многослойной прослойки позволяет получить наилучшие прочностные свойства соединений. но ее использование требует дополнительных экономических затрат. Обычно коэффициент весомости прочностных характеристик выше чем технологической себестоимости, однако затраты на увеличение точности изготовления, нанесения покрытий увеличиваются на

порядок, что понижает комплексный показатель качества соединения. Поэтому для получения переходников предлагается способ диффузионной сварки соединений по охватываемым поверхностям из нержавеющей стали 12X18H10T и титанового сплава ВТ6 через промежуточную прослойку из меди М1, удовлетворительно свариваемой с титаном и сталью.

Влияние параметров диффузионной сварки на кинетику формирования различных соединений происходит следующим образом. Небольшие изменения температуры вызывают значительные изменения кинетики образования соединения (температура – наиболее сильно влияющий параметр, так как она определяет пластическое течение материалов и скорость диффузионного обмена между увеличивающимися контактирующими поверхностями); возрастание времени выдержки t при заданных значениях температуры T и сварочного давления P повышает прочность соединения до некоторого предела, по достижении которого ее увеличение прекращается; возрастание давления P приводит к повышению качества соединения при любых заданных значениях T и t , однако чрезмерно большое давление может вызвать пластическую деформацию деталей, изменение их формы и даже разрушение; для получения высококачественных соединений требуется оптимальная шероховатость свариваемых поверхностей, обеспечивающая деформацию микронеровностей и протекание массообмена; из-за различия в значениях скорости диффузии двух разнородных материалов возможно образование пор, хрупких интерметаллических соединений и легкоплавких фаз.

Наиболее простым способом интенсификации процесса образования физического контакта является циклическое изменение сварочного давления по следующей схеме: сжатие с определенным усилием P_1 и выдержка продолжительностью t_1 ; снятие давления P_1 на время t_2 ; сжатие ($P_2 = P_1$, $t_3 = t_1$); снятие давления P_2 на время $t_4 = t_2$ и т. д. Такая схема приложения давления существенно увеличивает степень пластической деформации металла в зоне контакта по сравнению со статическим воздействием нагрузки. При каждом новом нагружении, направленном перпендикулярно плоскости контакта, наблюдается период активной деформации микровыступов и неустановившейся ползучести, что связано с развитием процессов возврата на этапах снятия нагрузки. Данный режим сварки позволяет повысить прочность соединений и уменьшить температуру процесса [5].

Другой метод интенсификации диффузионных процессов в зоне контакта металлов основан на приложении к свариваемым деталям (перпендикулярно действию сварочного давления) растягивающих усилий, вызывающих упругую деформацию. Возникающие при этом искажения кристаллической решетки не только ускоряют диффузию, но и облегчают образование областей, содержащих вакансии, что интенсифицирует взаимодействие соединяемых материалов. Использование при диффузионной сварке вибрационных колебаний ультразвуковой частоты для ускорения развития физического контакта за счет увеличения скорости ползучести материала предложено Н.Ф. Казаковым [5].

Параметры диффузионной сварке по охватывающим поверхностям: температура, давление и время сварки аналогичные стыковой. Наибольшее влияние среди технологических параметров проявляют время и температура сварки. Применение медной прослойки позволило уменьшить температуру сварки с 1000°C до 900°C , что уменьшило энергоемкость процесса. Уменьшение времени ниже 15 мин ведет к значительному снижению прочности из-за небольшой диффузионной зоны. Увеличение времени в 2 раза приводит к увеличению прочности только на 6%.

Интенсификации диффузионных процессов в зоне контакта осуществляется с помощью циклических изменений давления, которые имеют место при автоматическом регулировании температуры сварки. В этом процессе значительную роль играет среда сварки, так как в воздушной среде колебания температуры в зоне соединения происходят чаще, чем при сварке в соляной ванне. Выбор воздушной среды по сравнению с вакуумной или соляной, также позволил уменьшить затраты на диффузионную установку с вакуумными насосами или на соляную ванну.

Необходимо рассмотреть влияние геометрических и физико-механических параметров на прочностные и физические показатели качества биметаллических переходников изготовленных диффузионной сваркой по охватывающим поверхностям. Для этого воспользуемся ранее разработанной математической моделью сварки [8]. В диффузионной сварке по охватывающим поверхностям давление в контакте должно быть обеспечено геометрическими параметрами деталей и обоймы, а также необходимо учесть невозможность регулирования сварочного давления в явном виде. Величина давления оказывает существенное влияние на прочность соединения на стадии формирования физического контакта, микропластические деформации и на начальном этапе выдержки, и является определяющей. Поэтому необходимо исследовать влияние выше указанных факторов на величину давления в контакте.

При расчете напряженно-деформированного состояния деталей рассматриваются величины различных порядков. Величины перемещений и деформаций отличаются от значений напряжений на более двенадцати порядков. Арифметические операции с такими величинами из-за ограниченности разрядной сетки ЭВМ зачастую приводят к значительным погрешностям. Для минимизации влияния этих негативных факторов, в задачах определения напряженно-деформированного состояния многослойной конструкции (рис. 1) производят обезразмеривание.

В общем виде соединение можно представить как составной двухслойный цилиндр. Внешняя боковая поверхность первого слоя представляет собой прямой конус с углом конуса γ , внутренняя боковая поверхность второго слоя – обратный конус с таким же углом конуса, d_1 , d , d_4 – размеры соединения (рис. 1). Все детали являются толстостенными.

Слой 1 и слой 2 сцеплены при нормальной температуре посредством натяга и подвергаются температурному воздействию (нагреву, выдержке и

охолодженню). Величина натяга Δ определяется как геометрическая разность между наружным диаметром первого слоя d_2 и внутренним диаметром второго слоя d_3 .

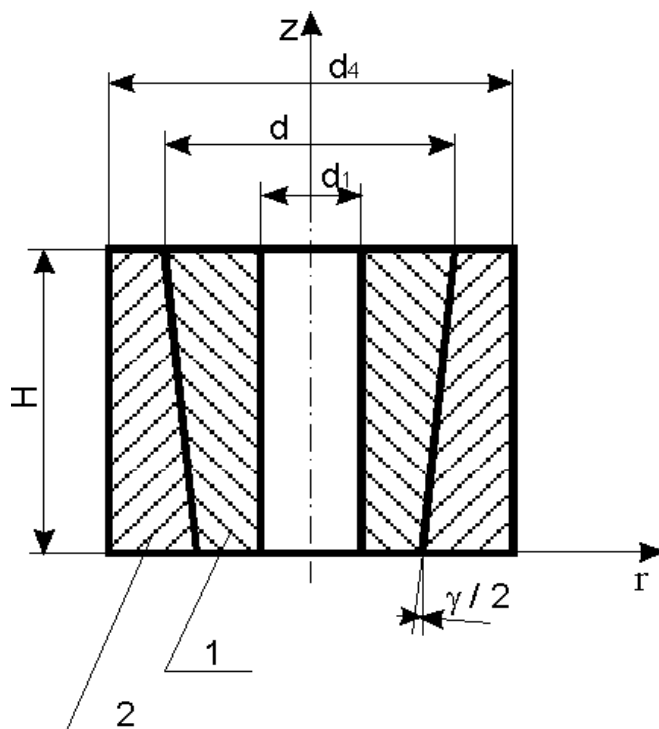


Рис. 1. Схема сварного соединения с внешней обоймой

В качестве факторов, влияющих на величину напряжений в контакте при нагревании и охлаждении, были приняты следующие

$$K_1 = \frac{d_2}{d_1}, K_2 = \frac{d_4}{d_3}, K_3 = \frac{K_2}{K_1}, K_4 = \frac{E_2}{E_1}, K_5 = \frac{T_{пл2}}{T_{пл1}}, K_6 = \frac{\alpha_2}{\alpha_1},$$

где E_1, E_2 – модули Юнга; $T_{пл1}, T_{пл2}$ – температуры плавления; α_1, α_2 – коэффициенты температурного расширения материалов свариваемых деталей; d_1, d_2, d_3, d_4 – геометрические параметры соединения (рис. 1).

Для расчетов была выбрана реальная конструкция со следующими геометрическими характеристиками

$$d_1 = 8 \text{ мм}, K_1 = \frac{d_2}{d_1} = 2, K_2 = \frac{d_4}{d_3} = 1,5, L = 25 \text{ мм}, \gamma = 1,438^\circ, \Delta = 0,02 \text{ мм}.$$

Материал внутреннего слоя цилиндра – сталь 12X18H10T.

Параметры диффузионной сварки принимаются по [5]:

$$P_{св} = \sigma^* = 12 \text{ МПа}; T_{св} \approx 0,7 \cdot T_{пл} = 1266 \text{ К}.$$

Влияние коэффициентов определялось интервалами, в которых видны зоны с наиболее благоприятными характеристиками, а также степень влияния небольших отклонений от технологии в силу различных обстоятельств. Для определения весомости каждого коэффициентов необходимо использовать отношение (6):

$$M_i = \frac{\Delta\sigma_v / \sigma^*}{\Delta K_i}, \quad (6)$$

где M_i – весомость i -го коэффициента; ΔK_i – изменение i -ого коэффициента; $\Delta\sigma_v / \sigma^*$ – изменение давления от i -ого коэффициента.

Жесткость деталей, определяемая коэффициентами K_1 и K_2 , влияет на величину контактного давления в виде экспоненциальной зависимости (рис. 2). Объясняется это тем, что напряжения в сборке вначале сильно зависят от исследуемого параметра, затем при некотором значении K_1 или K_2 детали становятся равнопрочными, напряжения достигают своей предельной величины и, далее, практически не увеличиваются. Коэффициент K_3 позволяет определить зависимость контактных напряжений от геометрических параметров обеих деталей. Увеличение толщины слоев приводит к увеличению напряжений в контакте, характер зависимостей аналогичен ранее рассмотренным.

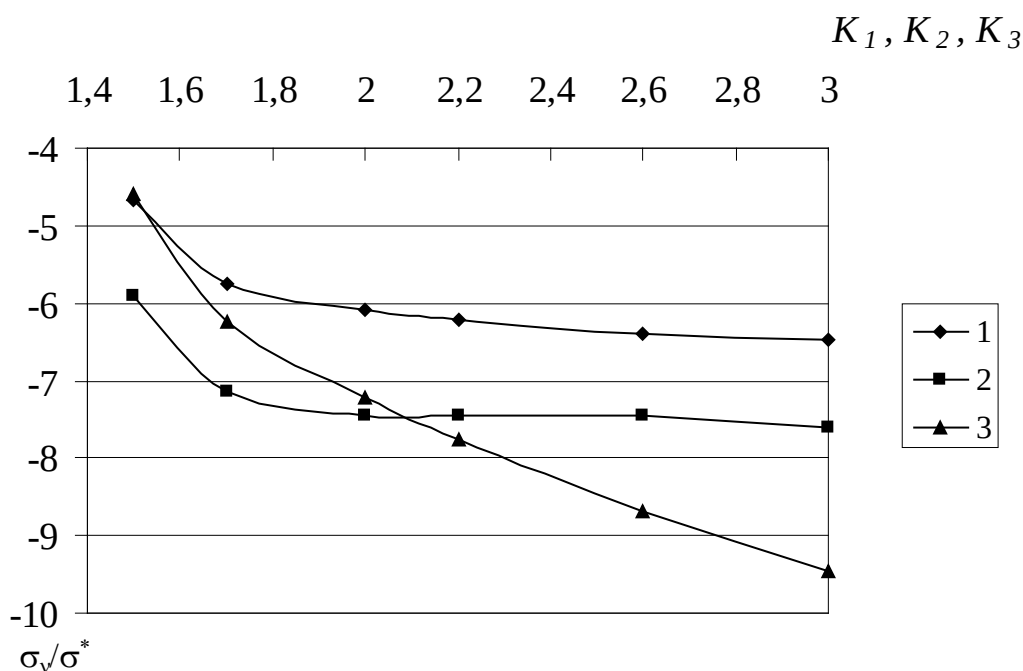


Рис. 2. Влияние геометрических коэффициентов на величину напряжений в контакте в среднем сечении соединения:
1 – коэффициент K_1 ; 2 – коэффициент K_2 , 3 – коэффициент K_3

Полученные результаты показывают, что при изменении геометрических параметров соединения – коэффициентов K_1 , K_2 и K_3 величина напряжений в контакте варьируется в широких пределах, что позволяет уменьшить массу переходника за счет уменьшения толщины деталей. Весомости M_1 , M_2 и M_3 соответственно равны 1,2; 1,14 и 3,24, что указывает на максимальное влияние

коэффициента относительной жесткости слоев соединения. Однако необходимо не допустить превышение предела прочности соединения $\sigma_v/\sigma^*=19$.

Удельный вес γ биметаллического переходника определяется средневзвешенным значением плотностей материалов слоев γ_2/γ_1 по отношению к коэффициентам K_1 и K_2 соотношением (7):

$$\gamma = \frac{\left(1 - \frac{1}{K_1^2}\right) + (K_2^2 - 1) \cdot \frac{\gamma_2}{\gamma_1}}{K_2^2 - \frac{1}{K_1^2}}, \quad (7)$$

Для переходника ВТ6-12Х18Н10Т отношение $\gamma_2/\gamma_1=0,56$, тогда удельный вес γ изменяется в пределах от 0,58 при $K_1=1,5$ и $K_2=3$ до 0,74 при $K_1=3$ и $K_2=1,5$. Так как в дальнейшем переходник подвергается механической обработке, поэтому γ влияет на коэффициент использования материала и технологическую себестоимость.

Увеличение коэффициента K_4 приводит к значительному повышению величины напряжений в контакте по экспоненциальной зависимости (рис. 3), что показывает на значительное влияние упругости охватывающей детали по сравнению с охватываемой на качество сварки. Весомость $M_4 = 5,7$ показывает большее влияние упругих свойств на давление сварки.

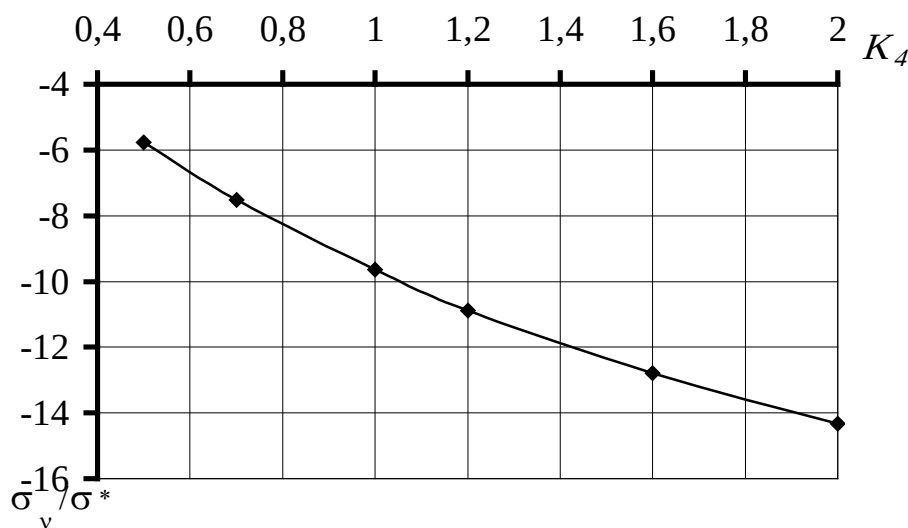


Рис. 3. Влияние коэффициента K_4 на величину напряжений в контакте в среднем сечении соединения

Зависимости $\sigma_v/\sigma^*(K_5)$ и $\sigma_v/\sigma^*(K_6)$ показывают, что при $K_5 < 0,7$ и $K_6 > 1$ напряжения в контакте уменьшаются, а при $K_5 > 0,7$ и $K_6 < 1$ — увеличиваются (рис. 4, рис. 5). Кроме того, при значении $K_6 \approx 1,1$ наблюдается отставание и $\sigma_v = 0$, а при $K_6 < 0,75$ достигают предела прочности соединения равного

$\sigma_T/\sigma^*=19$ и могут привести к разрушению сварного шва. Таким образом, расчетами показано о необходимости расположения детали с меньшим коэффициентом температурного расширения снаружи, а большим – внутри.

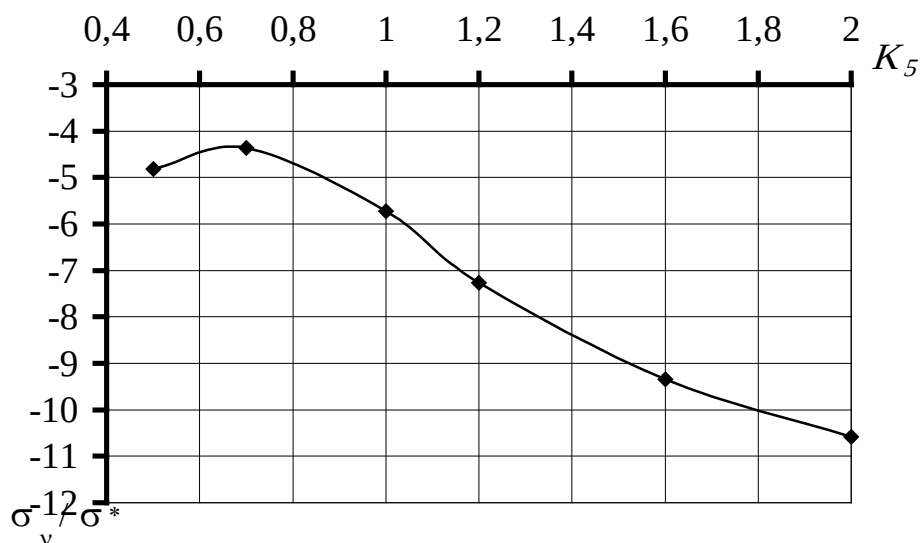


Рис. 4. Влияние коэффициента K_5 на величину напряжений в контакте в среднем сечении соединения

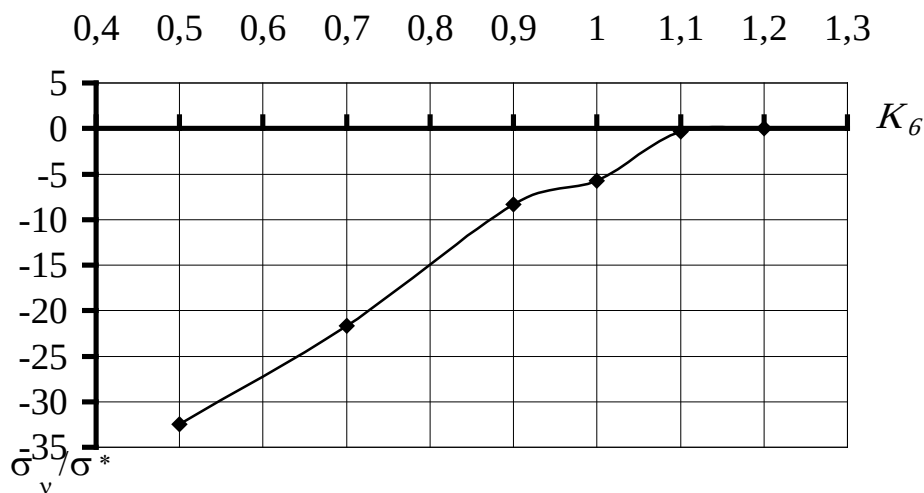


Рис. 5. Влияние коэффициента K_6 на величину напряжений в контакте в среднем сечении соединения

Весомости M_5 и M_6 соответственно равны 3,87 и 46,11, что указывает на преобладающее влияние коэффициента K_6 на давление в соединении. Необходимо определить диапазон значений при которых остаточные напряжения не разрушат соединение (рис. 6, 7). Из графических зависимостей видно, что остаточные нормальные напряжения σ_v/σ^* , возникающие в направлении нормали к поверхности контакта (рис. 6), при $K_6 < 1$ являются

растягивающими, и уже при $K_6=0,8$ достигают предела прочности соединения равного $\sigma_T/\sigma^*=19$ и могут привести к разрушению сварного шва; при $K_6>1$ напряжения – сжимающие и оказывают положительное влияние на эксплуатационные характеристики соединения, при $K_6=1$ – напряжения равны 0.

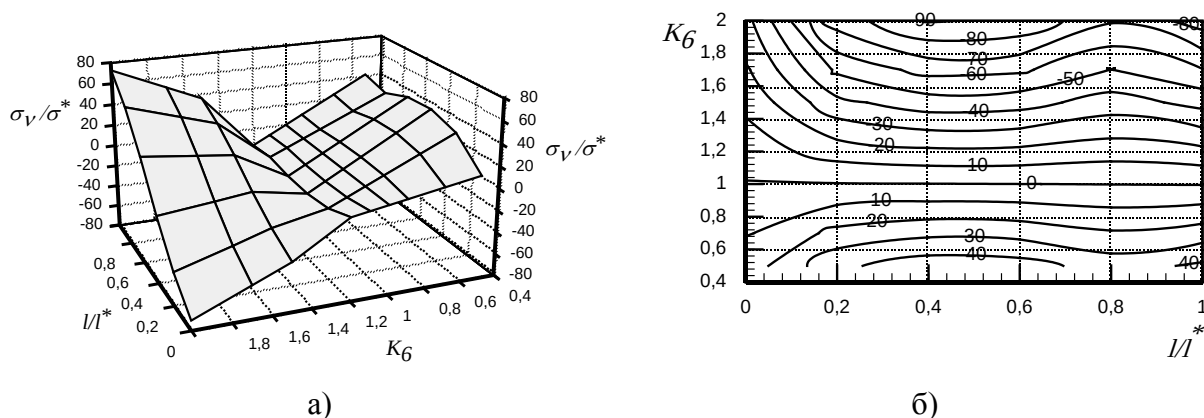


Рис. 6. Влияние коэффициента K_6 на величину остаточных нормальных напряжений:
 а – распределение нормальных напряжений;
 б– контурный график зависимости $\sigma_v(K_6, l/l^*)$

Касательные напряжения σ_T/σ^* равны 0 в среднем сечении соединения, увеличиваются к его краям, равны по модулю и противоположны по знаку (рис. 7). При некотором значении l/l^* величина напряжений может превышать предел прочности соединения на срез, равный $0,5...0,8(\sigma_T/\sigma^*)=10...15$, и привести к его разрушению по краям. Таким образом, величина остаточных напряжений зависит не только от коэффициента K_6 , но и от длины соединения.

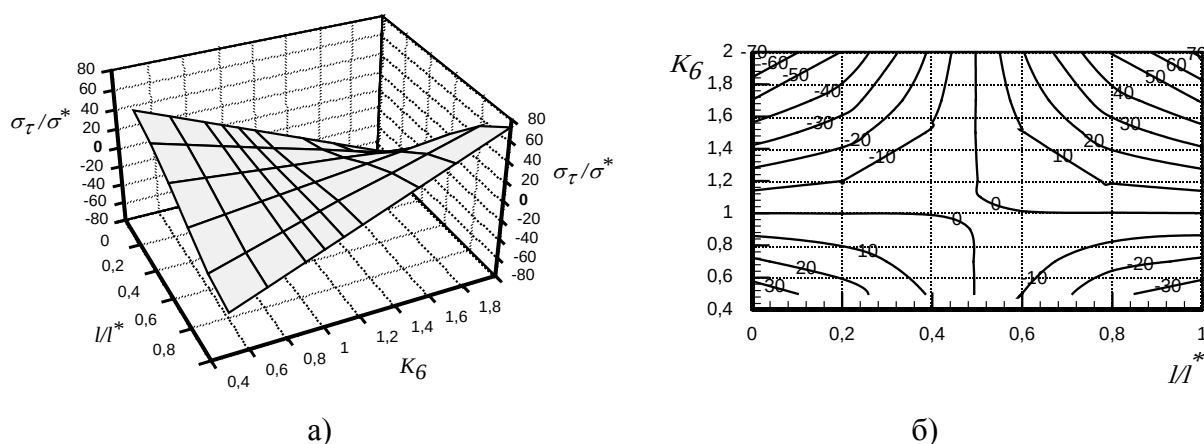


Рис. 7. Влияние коэффициента K_6 на величину остаточных касательных напряжений:
 а – распределение касательных напряжений;
 б– контурный график зависимости $\sigma_T(K_6, l/l^*)$

Анализ остаточных напряжений показал, что качественная сварка возможна с $0,8 < K_6 < 1,1$ без применения обоймы и остальные значения – с обоймой, у которой коэффициент температурного расширения низкий.

Выводы. На основе анализа существующих методов определения качества изделий, была выбрана методика средневзвешенной оценки качества биметаллических переходников, проанализирована структура показателей свойств качества переходников различного назначения, определено влияние технологических параметров на качество переходников.

Библиографические ссылки

1. Андрианов, Ю. М. Квалиметрия в приборостроении и машиностроении [Текст] / Ю. М. Андрианов, А. И. Субетто. – Л. : Машиностроение, 1990. – 216 с.
2. Карпович, І. І. Задача оптимізації в технології машинобудування [Текст] / І. І. Карпович // Машинознавство. – 1999. – № 11. – С. 29-31.
3. Карпович, І. І. Многофакторная оптимизация технологических процессов [Текст] / І. І. Карпович // Технічні науки: проблеми теорії та практики : збірник наукових праць / М-во освіти і науки України. – Днепропетровск, 1999. – Вып. 1. – С. 38-41.
4. Карпович, Е. В. Комплексные показатели в задачах термоупругопластичности [Текст] / Е. В. Карпович, С. А. Чернецкий, И. И Карпович // Системні технології. Регіональний міжвузівський збірник наукових праць. – 2010. – Вып. 5. – С. 123-129.
5. Казаков, Н. Ф. Диффузионная сварка материалов [Текст] / Н. Ф. Казаков. – М. : Машиностроение, 1976. – 312 с.
6. Рябов, В. Р. Сварка разнородных металлов и сплавов [Текст] / В. Р. Рябов, Д. М. Рабкин, Р. С. Курочко, Л. Г. Стрижевская. – М. : Машиностроение, 1984. – 239 с.
7. Гуревич, С. М. Металлургия и технология сварки титана и его сплавов [Текст] / С. М. Гуревич, В. Н. Замков, В. Е. Блащук. – К. : Нукова думка, 1986. – 240 с.
8. Чернецкий, С. А. Математическое моделирование процесса диффузионной сварки соединений с развитыми поверхностями контакта [Текст] / С. А. Чернецкий, Е. В. Карпович // Космічна наука і технологія. – 2003. – Т. 9, № 1. – С. 150-158.

Надійшла до редколегії 8.05.2015

УДК 629.783

В. Лабуткина, А. С. Здор, Е. А. Голубина, А. Н. Новак

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

НЕИТЕРАЦИОННЫЕ МЕТОДЫ ПЛАНИРОВАНИЯ НАБЛЮДЕНИЯ ИЗ НАЗЕМНЫХ СТАНЦИЙ МНОГОЭЛЕМЕНТНОГО МНОЖЕСТВА ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ

Предложен подход к неитерационному составлению плана наблюдения множества орбитальных объектов для сети территориально разнесенных многоантенных наземных станций. Представлены реализации подхода для двух частных случаев, – разработан одноэтапный метод составления комплексного плана для сети территориально разнесенных одноантенных наземных станций и четырехэтапный метод для одной многоантенной наземной станции.

Ключевые слова: орбитальный объект, наземная станция, антенна, сеть наземных станций, метод планирования наблюдения.

Запропонований підхід до неітераційного складання плану спостережень множини орбітальних об'єктів для мережі територіально рознесених багатоантенних наземних станцій. Представлена реалізація підходу для двох окремих випадків, – розроблений одноетапний метод складання комплексного плану для мережі територіально рознесених наземних станцій і чотирьохетапний метод для одної багатоантенної наземної станції.

Ключові слова: орбітальний об'єкт, наземна станція, антена, мережа наземних станцій, метод планування спостережень.

The approach to a noniterative scheduling of supervision of an orbital objects multitude for a network of territorially separated multiantenna ground stations is offered. Realisations of the approach for two special cases are presented, – a one-stage method of making of a complex plan for a network of territorially separated one-antenna ground stations and a four-stage method for one multiantenna ground station are worked out.

Keywords: an orbital object, a ground station, an antenna, a network of ground stations, a method of scheduling of supervision.

Введение. Околоземное пространство все более заполняется орбитальными телами (космическими аппаратами и объектами космического мусора). В настоящее время число крупных каталогизированных орбитальных объектов достигает 20⁰⁰⁰, число мелких объектов – сотни тысяч единиц [2]. Поэтому все более актуален контроль множества орбитальных тел, в том числе – необходимо текущее обновление информации об орбитальных параметрах объектов в околоземном космосе. На сегодняшний день основным среди применяемых для этого методов является наблюдение орбитальных тел из наземных станций с использованием оптических и радиолокационных средств [1,2,6].

Задача наблюдения орбитальных тел решается, во-первых, в глобальной постановке, – постоянно уточняется информация каталогов орбитальных объектов в околоземном пространстве [2,6]. Для ведения каталогов орбитальных объектов используются данные сетей территориально разнесенных наземных станций. Во-вторых, эта задача решается в более узкой постановке при эксплуатации спутниковых систем, когда в центрах наблюдения и контроля системы уточняются орбитальные параметры космических аппаратов ее космического сегмента. В этом случае множество наблюдаемых орбитальных объектов также может быть достаточно многочисленными – включать в себя десятки, а в недалеком будущем – сотни и тысячи единиц. Орбитальные параметры космических аппаратов могут уточняться в ходе специальных сеансов связи с наземными станциями, которые могут быть стационарными или мобильными (изменять свое местонахождение между сеансами связи).

Во многих случаях наблюдаемое множество орбитальных объектов избыточно по отношению к ресурсам наземных станций – не все периодически доступные для наблюдения из наземных станций объекты могут наблюдаться на заданном интервале времени достаточно часто (в частном случае не все орбитальные объекты могут быть наблюдаемы на отрезке времени для которого составляется план). Поэтому требуется планирование наблюдений. Основная задача планирования – максимизировать число наблюдений для каждого объекта, однако при составлении планов следует учитывать и дополнительные условия реализации наблюдений. В общем случае требуется составить план для согласованного использования сети территориально разнесенных наземных станций, одноантенных или с несколькими антенными установками (по аналогии будем называть их многоантенными). Время, отводимое на составление плана, может быть весьма ограничено. Требования к составлению плана в течение нескольких минут могут быть обусловлены, например, необходимостью внезапных перепланировок вследствие изменения заданного множества наблюдаемых орбитальных объектов. Еще один пример необходимости перепланировок, приведенный в работах [1,3], – изменение облачности, которая ограничивает применение оптических средств наблюдения.

В данной работе рассматривается планирование наблюдения орбитальных объектов из наземных станций в ходе сеансов постоянной длительности. Полагается, что длительность сеанса наблюдения в несколько раз меньше длительности среднего интервала видимости наиболее низкого из наблюдаемых орбитальных тел. Принято, что начальные условия для составления плана в ходе планирования не изменяются. Случайные факторы, влияющие на условие поведения сеанса наблюдения, не учитываются.

Формулировка проблемы и анализ известных достижений. Многочисленность наблюдаемого множества орбитальных тел приводит к тому, что решение задачи на основе поиска оптимального или квазиоптимального решения на основе итерационных методов требует

существенных затрат времени. Под итерационными методами будем понимать методы, включающие в себя набор повторяющиеся на каждом расчетном этапе (кроме нулевого) действий, приближающих к получению решения. Итерационные методы (и методы поиска кратчайших путей, и, тем более, методы, основанные на поиске квазиоптимального решения путем перебора возможных вариантов) весьма зависимы от числа элементов множества орбитальных тел, для которых формируется план. Поэтому предпочтительно использование неитерационных методов, которые включают в себя один или несколько последовательных этапов (подобные методы описаны в работах [3,6,7]). При этом набор расчетных операций одного этапа отличен от набора операций другого этапа. Очевидно, потенциально неитерационные методы всегда дают худшие результаты по сравнению с итерационными. Поэтому очевидно стремление к усовершенствованию неитерационных методов, чтобы с их помощью получать результаты планирования, более приближенные к результатам, которые позволяют получить итерационные методы.

Рассматриваемая постановка задачи планирования. Планируется наблюдение множества N орбитальных объектов на интервале времени $[t_{plb}, t_{ple}]$, длительность которого – T_{pl} . В общем случае наблюдение ведется из N_s территориально разнесенных наземных станций. Положение каждой n -той наземной станции задано ее географическими координатами – долготой λ_{sn} и широтой φ_{sn} (в частном случае план составляется для одной наземной станции). Наблюдение выполняется с использованием радиолокационного или оптического антенного устройства. В ходе сеанса наблюдения антенна должна быть направлена на орбитальный объект. Направление задают азимута $A(t)$ и угол места $\gamma(t)$. В общем случае в каждой n -ой наземной станции N_{an} антенн (в частном случае станция оснащена одной антенной). Принадлежность антенн к одной наземной станции означает, что положение каждой из них определяют одни и те же географические координаты. Наблюдение орбитального объекта может производиться только тогда, когда он находится в зоне видимости наземной станции (на интервале времени видимости орбитального объекта). Под зоной видимости будем понимать зону, в которой на наблюдение не оказывают помехи от Земли. Условие нахождения в зоне видимости – значение угла места в диапазоне $[\gamma_{gr}, 90^\circ]$, где γ_{gr} – нижний предел, определенный на основе требований к качеству измерений. Будем называть один интервал времени видимости орбитального объекта – одним появлением орбитального объекта в зоне видимости.

Полагается, что наблюдение орбитальных объектов реализуется в ходе сеансов постоянной длительности Δ_{tpl} . Принято, что интервал времени наблюдения включает в себя собственно длительность наблюдения и максимально возможное время, необходимое для перевода оси диаграммы направленности антенны из одного крайнего положение в другое при ее переключении с одного орбитального объекта на другой. Вследствие этого,

переключение антенны с одного орбитального объекта на другой можно полагать мгновенным. Поэтому при составлении плана наблюдения для одной антенны примем, что она используется непрерывно, а интервал времени, для которого составляется план, разбит на интервалы наблюдения, длительность которых равна Δ_{tpl} . Будем говорить, что интервал времени планирования разбит на интервалы времени наблюдения с шагом планирования Δ_{tpl} .

План наблюдения орбитальных объектов для одной антенны представляет собой описание сеансов наблюдения в последовательности их реализаций. Каждый сеанс определен моментами времени его начала и конца и идентификатором наблюдаемого орбитального объекта (в частности, это может быть порядковый номер орбитального объекта в наблюдаемом множестве, присвоенный ему перед началом планирования). Требуется составить план наблюдения орбитальных объектов для всего множества антенн одноантенных или многоантенных наземных станций. При этом планы антенн территориально разнесенных наземных станций должны быть согласованными (будем называть множество этих планов комплексным планом). Квазиоптимальный комплексный план должен обеспечить наилучший показатель качества планирования наблюдения заданного множества N орбитальных объектов, определенного по всему множеству орбитальных тел, (например, среднее число реализованных наблюдений орбитального объекта) или несколько показателей качества планирования, для которых выбран порядок их приоритетности. Исходные данные для планирования в ходе планирования не изменяются.

При планировании следует учитывать, что при необходимости распределения ресурсов наблюдения план составляется таким образом, чтобы на каждом интервале видимости из наземной станции (при каждом появлении) объект наблюдался только один раз, и только вследствие избыточности ресурсов может быть реализовано более одного сеанса наблюдения объекта на одном интервале видимости. Одно наблюдение (первое из проведенных) будем называть основным, а остальные, проведенные вследствие избыточности ресурсов наземных станций, – дополнительными.

Приведем неформальное описание основных требований к результатам планирования, соответствие которым характеризует качество плана. Степень соответствия этим требованиям зависит от исходных данных для наблюдения (конкретного множества наблюдаемых орбитальных объектов, числа и размещения используемых для наблюдения антенн), от выбранного порядка приоритетности требований, а также от метода планирования.

Во-первых, необходимо максимизировать число наблюдений орбитальных объектов. Наилучшим результатом (не всегда достижимым вследствие недостаточности ресурсов наземных станций) является наблюдение каждого орбитального тела на каждом его интервале видимости из наземной станции (то есть совпадение числа основных наблюдений с числом появлений орбитального тела).

Во-вторых, примем, что наблюдение лучше реализовывать при высоких углах места (близких к 90 градусам). В некоторых задачах это требование может отсутствовать или «инвертироваться» в реализации метода, если наблюдение предпочтительно реализовывать при невысоких углах места. Для обеспечения этого требования в случае, когда орбитальный объект не может наблюдаться на каждом интервале времени его прохождения в зоне видимости наземной станции, следует реализовать его наблюдение на тех интервалах видимости, на которых он поднимается выше над плоскостью местного горизонта. Кроме того, для обеспечения рассматриваемого требования необходимо так разместить интервал наблюдения орбитального объекта на интервале времени его видимости, чтобы он находился как можно ближе к моменту времени максимального значения угла места на этом интервале (в наилучшем случае момент времени максимального значения угла места должен принадлежать интервалу времени наблюдения орбитального объекта).

В-третьих, интервалы времени наблюдения орбитальных объектов должны быть относительно равномерно разнесены по интервалу времени, для которого составляется план. Это требование тем более актуально, чем больше продолжительность интервала времени планирования.

Очевидно, обеспечение каждого из этих требований в ходе планирования приводит к ситуациям выбора между взаимоисключающими решениями.

Время, отводимое на составление плана, ограничивается несколькими минутами (от 1 до 10 минут в зависимости от решаемой задачи). Длительность интервала планирования может быть от нескольких часов до десяти суток. Множество орбитальных объектов включает в себя от сотни до нескольких тысяч единиц. Так как интервал времени, отводимый на составление плана, весьма ограничен, метод планирования должен быть неитерационным.

Цель данной работы. Во-первых, представить общий подход к решению задачи планирования в рассматриваемой выше постановке. В частности, – предложить общую стратегию реализации директивного метода составления комплексного плана наблюдения множества орбитальных объектов для сети территориально разнесенных многоантенных наземных станций при наблюдении орбитальных тел в ходе сеансов постоянной длительности. Во-вторых, разработать реализации методов планирования на основе предложенного подхода для двух частных случаев: для сети территориально разнесенных одноантенных наземных станций и для одной многоантенной наземной станции.

Неформальное описание подхода к реализации планирования. Введем несколько понятий, используемых при описании методов планирования. *Число возможных наблюдений* объекта состоит из числа появлений объекта в зонах видимости всех наземных станций. *Число реализованных основных наблюдений объекта* включает в себя множество всех реализованных основных наблюдений этого объекта из всех наземных станций, входящих в систему наблюдения. В число *реализованных наблюдений* входят все осуществленные наблюдения объекта из сети наземных станций.

В задаче планирования наблюдения орбитальных объектов можно выделить две составляющие. Первая – это определение интервалов времени видимости орбитальных объектов из наземных станций. Вторая – составление согласованных между собой планов наблюдения орбитальных объектов для каждой наземной станции. В данной работе описана вторая часть задачи. Составление расписаний видимости орбитальных объектов рассматривается как подготовительный к планированию этап.

Основная составляющая расписания видимости – информация, определяющая интервалы видимости орбитальных объектов. Каждый интервал видимости определяют моменты времени появления орбитального объекта в зоне видимости наземной станции и ухода из нее, а также идентификатор этого объекта. Для составления расписания видимости могут применяться «быстрые» методы. Например, используя метод, предложенный в [4], можно сократить время расчета расписания видимости, по меньшей мере, на порядок по сравнению с традиционным подходом, основанном на расчете значений угла места орбитальных объектов с небольшим шагом по времени и контроле перехода граничных значений угла места.

В расписании видимости может также присутствовать дополнительная информация, необходимая для последующего решения задачи планирования, например, – значения моментов времени, когда угол места достигает на интервале видимости максимального значения, и максимальные значения углов места на интервалах видимости. Расчет этой приведенной для примера дополнительной информации может быть выполнен без существенных затрат времени, если он реализуется совместно с расчетными операциями по составлению расписания видимости. Некоторые показатели, которые могут потребоваться для конкретной реализации метода планирования и не зависят от результатов планирования, рассчитываются на основе обработки информации расписания видимости перед составлением плана. Отнесем весь комплекс предварительных расчетных операций к предварительному (начальному) этапу планирования.

В предлагаемых итерационных методах планирования в общем случае $n_{lev} + 1$ этапов расчетов (с учетом нулевого). На каждом j -том этапе, отличном от нулевого, интервал времени планирования $[t_{plb}, t_{ple}]$ разбивается с шагом Δ_{tpl} (будем говорить – разбивается на интервалы времени планирования). Реализуется последовательное рассмотрение интервалов времени разбиения и на каждом k -том интервале (на каждом k -том шаге планирования j -того этапа) выполняется набор однотипных операций, одинаковых в пределах этого этапа.

Расчеты каждого этапа с большим номером учитывают результаты, полученные на предыдущих этапах. Таким образом, можно говорить о ранжировании этапов по уровням с точки зрения преимущества информации, то есть о j -том уровне j -того этапа ($j = 0, n_{lev}$). Ограниченность времени, отводимого на составление плана, обуславливает ограничение на

число этапов расчетов n_{lev} . В зависимости от решаемой задачи рационально выбрать это значение в пределах от 1 до 5, не более. Дальнейшее увеличение числа этапов приведет к тому, что метод планирования начнет приближаться по затратам времени к итерационным методам планирования.

В комплексе выполнение всех этапов планирования позволяет осуществить следующее. На каждом k -том интервале планирования для каждой l -той антенны n -ной наземной станции определяется множество M_{nl} орбитальных объектов, видимых из n -ной станции на этом интервале. Для каждого из M_{nl} орбитальных объектов определяются численные значения ряда его характеристик (признаков ранжирования) и выполняется последовательное ранжирование орбитальных объектов этим признакам в заданном порядке приоритетности признаков. Для наблюдения выбирается тот орбитальный объект, который оказывается в вершине списка и не исключен из рассмотрения на основе принятых в методе правил исключения (в частности, в случае многоантенной станции объект не будет выбран для наблюдения, если он уже наблюдается другой антенной станции). Для расчета ряда признаков ранжирования могут быть необходимы значения других признаков или результатов ранжирования по этим признакам. Такая преемственность информации приводит к нескольким этапам расчетов.

Ниже представлено два примера конкретных реализаций описанного подхода к планированию наблюдения множества орбитальных объектов из наземных станций: одноэтапный метод составления комплексного плана для сети одноантенных территориально разнесенных наземных станций и четырехэтапный метод планирования использования антенн многоантенной наземной станции. Для пояснения действий методов будут приведены фрагментарные описания их программных реализаций.

Метод 1. Одноэтапный ($n_{lev}=1$) метод составления комплексного плана наблюдения множества n орбитальных тел для сети одноантенных территориально разнесенных наземных станций (число станций – N_s , число антенн n -ной станции – $N_{an}=1$).

Предварительный этап. На предварительном этапе выполняется расчет расписания видимости орбитальных объектов для всех наземных станций и для каждого интервала видимости орбитального объекта находится максимальное значение угла места и момент времени, когда угол места достигает максимума (рис. 1). Кроме того, составляется сводное расписание видимости, в котором представлены описания интервалов видимости орбитальных объектов из всех наземных станций. Интервалы видимости в сводном расписании отсортированы по возрастанию моментов времени, в которые значение угла места достигает максимума. Для каждого орбитального объекта определяется суммарное число его появлений в зонах видимости наземных станций на отрезке времени $[t_{plb}, t_{ple}]$, то есть число возможных наблюдений орбитального объекта.

Этап планирования 1. Время планирования $[t_{plb}, t_{ple}]$ разбивается с шагом Δ_{tpl} . На каждом k -том шаге планирования рассматривается интервал времени $[t_{bk}, t_{ek}]$, где $t_{bk} = t_{plb} + \Delta_{tpl}(k-1)$, $t_{ek} = t_{plb} + \Delta_{tpl}k$. Для каждой n -ной наземной станции на интервале времени $[t_{bk}, t_{ek}]$ определяется список M_{nk} видимых орбитальных объектов. Условие, на основе которого осуществляется отбор m -того орбитального объекта во множество M_{nk} , – $[t_{bk}, t_{ek}] \in [t_{bvmq}, t_{evmq}]$, где t_{bvmq} и t_{evmq} – начальный и конечный моменты времени интервала видимости m -того орбитального объекта, q -того по счету для этого объекта в сводном расписании видимости орбитальных тел ($[t_{bvmq}, t_{evmq}] \in [t_{bpl}, t_{epl}]$). Для каждого орбитального объекта определяется ряд признаков, на основе которых будет реализован отбор для наблюдения одного из орбитальных объектов. Информация о составе множества M_{nk} и признаках отбора объектов сохраняется только в течение k -того шага планирования.

При программной реализации метода на каждом шаге планирования формируются и преобразуются значения трехмерного массива рабочего (рис. 1). Первое измерение массива используется для задания номера наземной станции n , второе и третье определяют таблицу, в которой информация представлена следующим образом. Каждая строка описывает m -тый объект, который может наблюдаться из n -той наземной станции на интервале планирования $[t_{bk}, t_{nk}]$. Первый элемент строки – номер объекта, остальные элементы – признаки, на основе которых будет реализован отбор для наблюдения одного из M_{nk} возможных объектов. Ниже описаны предлагаемые признаки. Порядок, в котором дано описание признаков, может изменяться при конкретной реализации метода в зависимости от выбранной приоритетности показателей качества плана. Чтобы обеспечить возможность ранжирования объектов по признакам отбора, признаки должны иметь дискретные значения. Поэтому для тех признаков, которым соответствуют непрерывные значения, необходимо обеспечить дискретизацию этих значений, разбив непрерывные значения на уровни.

Признак 1. Число реализованных основных наблюдений объекта. Так как следует наблюдать те орбитальные объекты, которые наблюдались меньшее число раз, ранжирование по этому признаку – по возрастанию.

Признак 2. Число оставшихся появлений объекта, которое на k -том шаге планирования определяется как число его интервалов видимости из всех наземных станций на отрезке времени $[t_{bk}, t_{epl}]$, для которого еще не составлен план. Имеет смысл наблюдать те орбитальные объекты, для которых осталось меньшая возможность реализовать их наблюдение в дальнейшем. Поэтому порядок ранжирования по этому признаку в списке выбираемых объектов – по возрастанию.

Признак 3. Интервал времени, истекающий с последнего наблюдения орбитального объекта. Этот интервал отсчитывается от момента времени

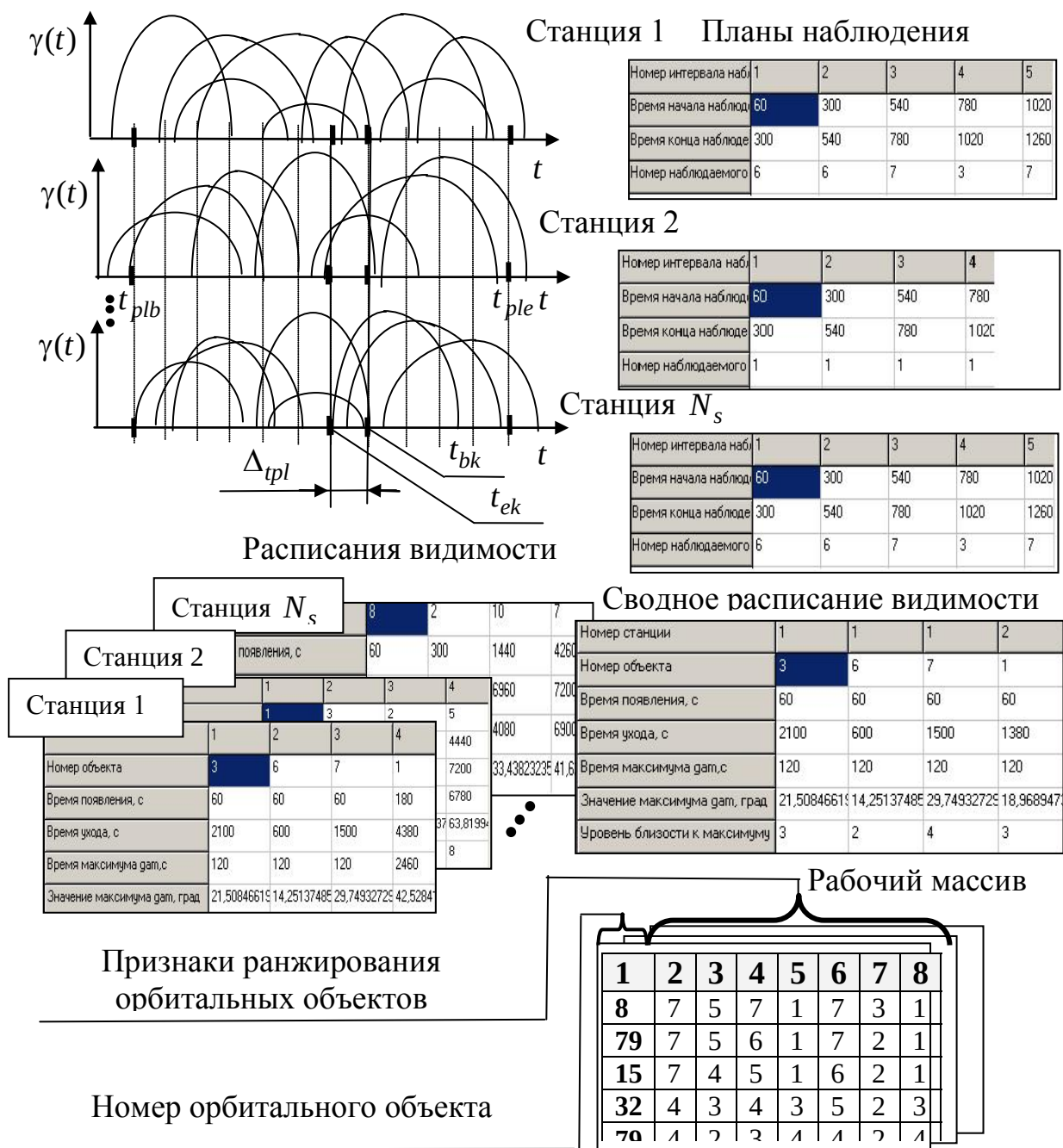


Рис. 1. К пояснению метода планирования наблюдения орбитальных объектов из сети территориально разнесенных наземных станций

начала последнего наблюдения орбитального тела до начального момента времени t_{bk} текущего интервала планирования $[t_{bk}, t_{nk}]$. Введение описываемого признака обеспечивает относительно равномерное разнесение наблюдений орбитального объекта по интервалу времени $[t_{plb}, t_{ple}]$, для которого составляется план. Чтобы исключить непрерывность значений и перейти к дискретизации, длительность интервала времени, истекшего с последнего наблюдения орбитального объекта, предлагается представить как дискретную величину. В частности – измерять как целое число интервалов

наблюдения, укладываемых в этой длительности. Ранжирование объектов по этому признаку – по убыванию.

Признак 4. Число оставшихся появлений орбитальных объектов при более высоких значениях угла места (число интервалов видимости орбитальных объектов, на которых максимальное значение угла места более высокое, чем на текущем интервале видимости $[t_{bvmq}, t_{evmq}]$, которому принадлежит интервал планирования $[t_{bk}, t_{nk}]$). Введение этого признака позволяет выбирать для орбитального объекта те интервалы наблюдения, на которых он выше поднимается над плоскостью местного горизонта. Ранжировать по этому признаку нужно по возрастанию.

Признак 5. Показатель близости текущего интервала наблюдения к моменту времени максимального значения угла места. Определение численного значения этого признака можно пояснить следующим образом (рис. 2а). Пусть интервал видимости орбитального объекта разбит на интервалы времени $[t_{bz}, t_{ez}]$, длительность которых равна длительности интервала наблюдения Δ_{tpl} . Разбиение выполнено таким образом, чтобы момент времени максимального значения угла места приходился на середину одного из интервалов разбиения. Интервал разбиения времени, на середину которого приходится максимальное значение угла места, будем полагать нулевым уровнем приближения к максимуму. Каждому интервалу разбиения времени присваивается значение z_{lev} , характеризующее его удаленности от нулевого уровня. Модуль z_{lev} последовательно увеличивается по мере удаленности соответствующего ему интервала разбиения от нулевого. Положительный отсчет интервалов разбиения ведется в сторону возрастания времени, а отрицательный, – в сторону убывания. Модуль значения z_{lev} определяет уровень близости интервала разбиения к моменту максимума значения угла места, а знак позволяет выбрать между интервалами разбиения одного уровня. Для k -того интервала планирования $[t_{bk}, t_{nk}]$ находится значение z_{lev} , соответствующее интервалу разбиения $[t_{bz}, t_{ez}]$, которому принадлежит значение t_{bk} начального момента времени k -того интервала планирования (рис. 2а). Ранжирование объектов по значению z_{lev} реализуется в два этапа. Вначале объекты ранжируются по возрастанию модуля z_{lev} . Затем объекты, у которых одинаковые значения модулей z_{lev} (одинаковая степень близости к моменту времени максимального значения угла места), ранжируются по знаку: более высокий приоритет имеют те, у которых знак z_{lev} положительный, и меньший приоритет те, у которых знак z_{lev} отрицательный. Второе ранжирование продиктовано следующим соображением. Если знак z_{lev} положительный, объект уже прошел точку с максимальным значением угла места, и дальнейшие условия его наблюдения на текущем интервале будут только ухудшаться, поэтому желательно произвести его наблюдение. Если знак

z_{lev} отрицательный, есть возможности реализовать наблюдения объекта при лучших условиях (на уровнях более близких к нулевому или на нулевом). Введение описанного признака продиктовано стремлением наилучшим образом расположить интервал времени наблюдения на интервале видимости орбитального объекта.

Признак 6. Максимальное значение угла места на текущем интервале видимости. Введение этого признака имеет смысл, когда орбитальные объекты не могут быть наблюдаемы на всех интервалах видимости и предпочтительно выбрать те появления объекта, при которых он поднимается выше над плоскостью местного горизонта. Показателем высоты подъема над плоскостью местного горизонта на интервале видимости является максимальное значение угла места на этом интервале – $\gamma_{m\max}$. Для того, чтобы обеспечить возможность ранжирования, реализуется дискретизация величины $\gamma_{m\max}$. Для этого область значений углов места (от 0 до 90 градусов) разбивается на принятое число уровней (рис. 2б). Для значения $\gamma_{m\max}$ определяется уровень, которому оно принадлежит, и этот уровень рассматривается как признак ранжирования. По этому признаку объекты ранжируются по убыванию.

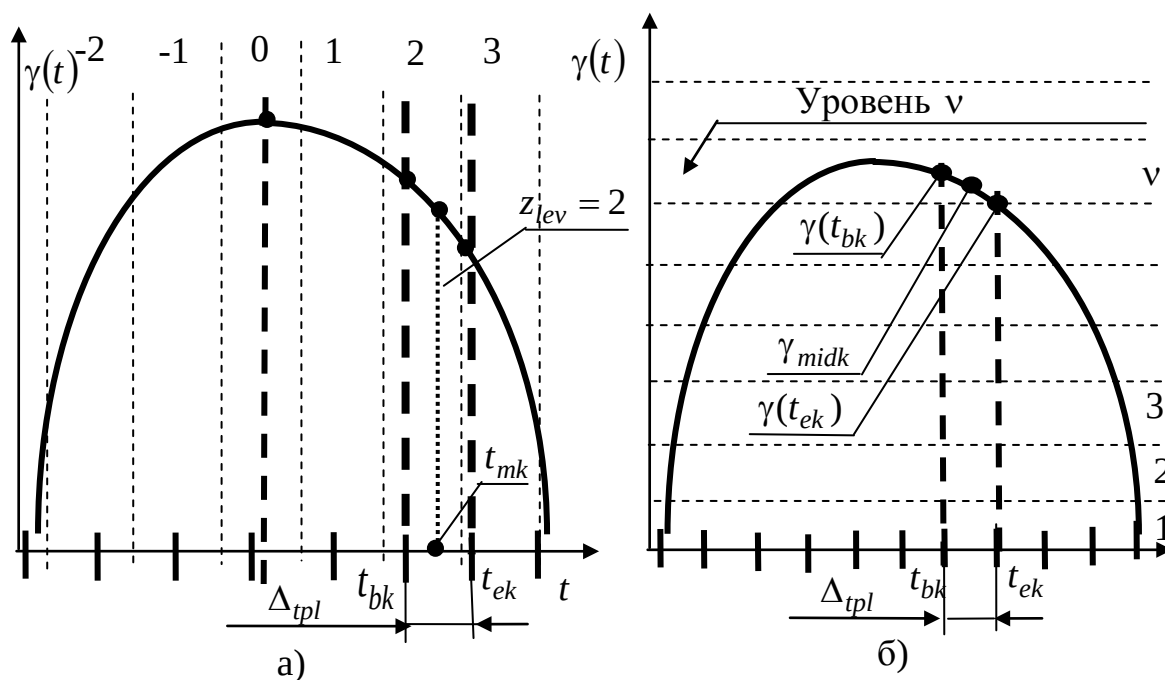


Рис. 2. К определению признаков ранжирования орбитальных объектов:

а) к определению показателя близости текущего интервала наблюдения к моменту времени максимального значения угла места на текущем интервале видимости; б) к пояснению ранжирования значений угла места.

Целесообразно использовать признаки 5 и 6 в комплексе – стремиться обеспечить выбор наилучших для наблюдения интервалов видимости (признак 6) и наилучшим образом расположить на этих интервалах интервалы наблюдения (признак 5).

Признак 7. Среднее значение угла места на текущем интервале планирования. Для определения численного значения этого показателя рассчитываются значения угла места в моменты времени начала и конца интервала планирования – $\gamma(t_{bk})$, $\gamma(t_{ek})$, и находится среднее значение для этих двух величин – γ_{midk} . Для того, чтобы обеспечить возможность ранжирования, реализуется дискретизация величины γ_{midk} аналогично описанной выше дискретизации величины $\gamma_{m\max}$. По этому признаку объекты ранжируются по убыванию.

Признак 7 с точки зрения обеспечиваемого им результата «перекрывается» с признаками 5 и 6, которые дают похожий эффект при комплексном применении.

Предложенные признаки ранжирования можно подразделять на комплексные и единичные. Комплексные признаки (1-4) учитывают информацию о наблюдении орбитального объекта и (или) возможностях его наблюдения из всех наземных станций, а единичные (5-7) – только из той станции, из которой он на текущем шаге планирования может наблюдаться. Признаки ранжирования можно подразделить на динамические и статические. Значения динамических признаков (1-4) изменяются в процессе составления плана (выполнения основного этапа планирования), а значения статических признаков (5-7) – не изменяются. Признаки ранжирования также можно подразделить на зависимые от результатов планирования, полученных на предыдущих шагах составления плана, (1-3) и независимые (4-7).

Метод 2. Четырехэтапный ($n_{lev} = 4$) метод составления комплексного плана наблюдения множества n орбитальных тел из одной многоантенной наземной станции (число станций – $N_s = 1$, число антенн – N_a).

Предварительный этап. Рассчитывается расписание видимости орбитальных объектов из наземной станции с заданными координатами (рис. 3).

Этап планирования 1. Интервал времени планирования $[t_{plb}, t_{ple}]$ разбивается с шагом равным длительности интервала наблюдения Δ_{tpl} на интервалы планирования $[t_{bk}, t_{ek}]$, которые будем называть базовыми (при этом $t_{bk} = t_{plb} + \Delta_{tpl}(k-1)$, $t_{ek} = t_{plb} + \Delta_{tpl}k$). Для каждой l -той антенны из N_a антенн на k -том шаге планирования определяется интервал времени $[t_{bkl}, t_{ekl}]$, на котором будет реализовано наблюдение орбитального объекта (рис. 3). Этот интервал ограничивают моменты времени, которые определяются следующим образом: $t_{bkl} = t_{bk} + \Delta_{tsm}(l-1)$, $t_{ekl} = t_{bkl} + \Delta_{tpl}$, где $\Delta_{tsm} = \Delta_{tpl} / N_a$. Такой подход обеспечивает смещение интервала наблюдения, реализуемого l -той антенной на k -том шаге, на интервал времени Δ_{tsm} относительно k -того интервала наблюдения $(l-1)$ -ой антенны. Это обеспечит более эффективное распределение орбитальных объектов между антеннами. В частности, –

антенны с меньшими номерами могут наблюдать объекты, которые находятся выше и уходят раньше, чем объекты, которые будут наблюдать антенны с большими номерами. Недостатком такого подхода к составлению плана является то, что антенны с большими номерами начинают использоваться с запаздыванием на интервал времени, составляющий некоторую долю длительности интервала времени наблюдения Δ_{tpl} . Однако эти потери для качества плана незначительны, так как длительность интервала наблюдения составляет несколько минут.

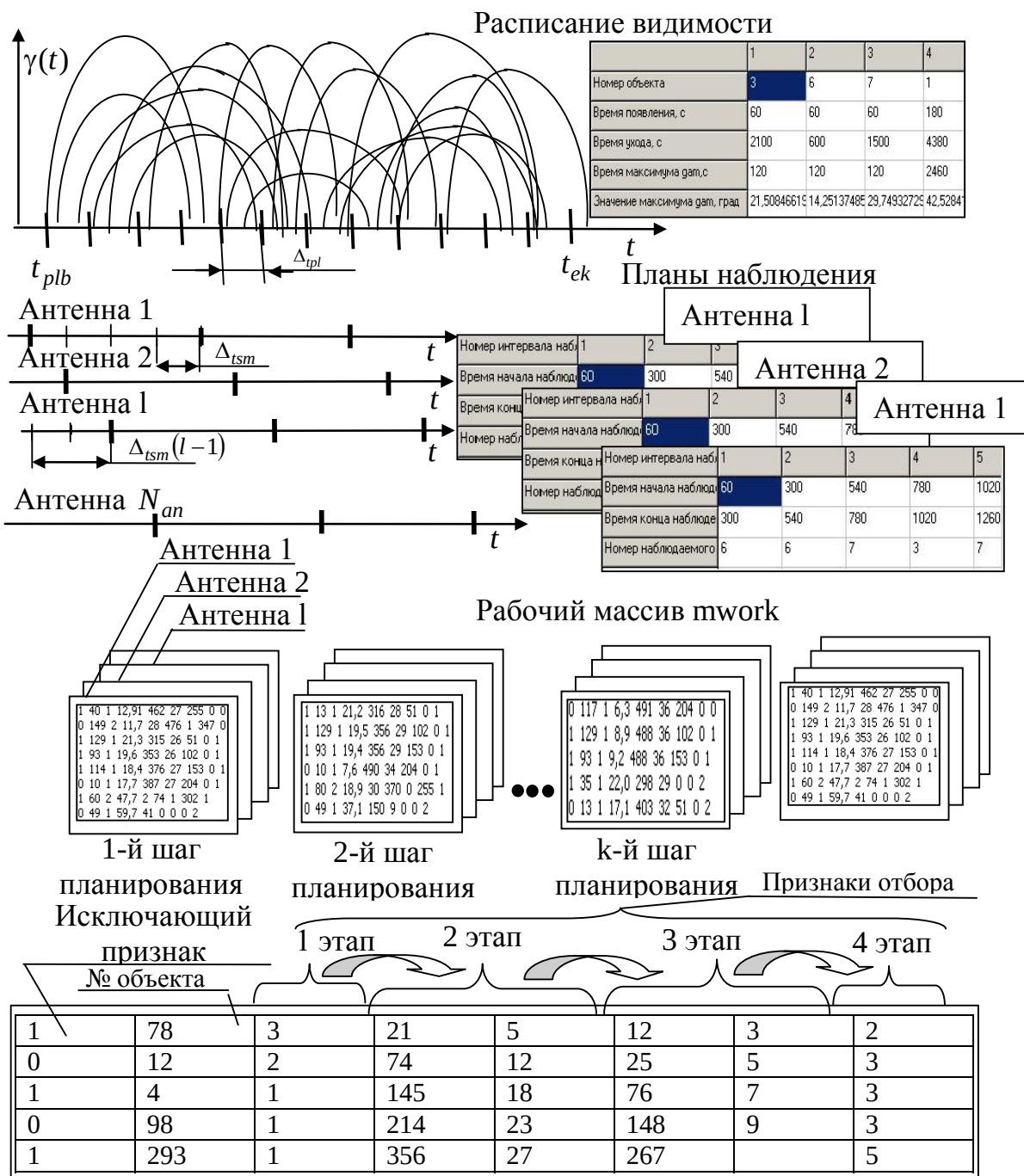


Рис. 3. К пояснению метода планирования наблюдения орбитальных объектов из наземной станции с несколькими антеннами

На данном этапе на каждом k -том шаге для каждой l -той антенны определяется множество M_{lk} орбитальных тел, доступных для наблюдения, и первоначальная информация о них. Эта информация для всех шагов планирования сохраняется до окончания процесса составления плана, преобразуется и дополняется в ходе выполнения следующих трех этапов. Множеству M_{lk} принадлежат орбитальные объекты, для которых выполняется условие $[t_{bkl}, t_{ekl}] \in [t_{bvmq}, t_{evmq}]$, где t_{bvmq} и t_{evmq} – начальный и конечный моменты времени q -того интервала видимости m -того орбитального объекта ($[t_{bvmq}, t_{evmq}] \in [t_{bpl}, t_{epl}]$).

При программной реализации метода списки орбитальных объектов, доступных для наблюдения антеннам на каждой k -том шаге сохраняются в четырехмерном рабочем массиве (рис. 3). Первое измерение массива используется для задания номера антенны l , второе – для указания номера шага планирования k , третье и четвертое определяют элемент таблицы, в которой информация представлена следующим образом. Каждая строка массива рабочего массива описывает m -тый объект, который может наблюдаться из l -той антенной наземной станции на интервале планирования $[t_{bkl}, t_{nkl}]$. Первый элемент строки – номер объекта, остальные элементы – признаки, на основе которых будет реализован отбор для наблюдения одного из M_{lk} возможных объектов. Нулевой элемент строки используется для записи признака включения орбитального объекта в план наблюдения на текущем интервале видимости (исключающего признака).

На первом этапе для каждого m -того орбитального объекта определяется его *стационарный* (не изменяющий свое значение в ходе планирования) *признак первого уровня* (согласно введенной нумерации признаков – признак 1).

Признак 1. Среднее значение угла места на интервале времени наблюдения $[t_{bkl}, t_{ekl}]$. Значение этого признак определяется аналогично значению признака 7 в методе 1. В частности, находится среднее из двух значений угла места, рассчитанных в начальный и конечный моменты интервала времени планирования $[t_{bkl}, t_{ekl}]$, а затем реализуется дискретизация непрерывного значения полученной величины с учетом введенных уровней разбиения диапазона значений углов места.

Этап планирования 2. На данном этапе на каждом k -том шаге для каждой m -того орбитального тела, входящего во множество возможных для наблюдения M_{nlk} орбитальных тел, определяются описанные ниже *стационарные признака второго уровня приемственности*.

Признак 2. Число возможных интервалов наблюдения при более высоких средних значениях угла места при появлениях объекта, отличных от текущего появления (на интервалах видимости объекта, отличных от его текущего интервала видимости).

Признак 3. Число возможных интервалов наблюдения при более высоких средних значениях угла места при текущем появлении объекта (на текущем интервале видимости орбитального объекта).

После определения признаков 2 и 3 выполняются последовательное ранжирование орбитальных объектов. Наблюдать следует те орбитальные объекты, для которых меньше возможностей наблюдения при лучших условиях. Поэтому реализуется ранжирование по возрастанию по признакам 2 и 3 в указанной последовательности признаков ранжирования. Кроме того, желательно сравнить условия наблюдения орбитальных объектов, входящих во множество M_{jk} , из которого будет выбран один объект для наблюдения на k -том интервале планирования (в частности, – сравнить средние значения углов места объектов на k -том интервале). Наблюдать лучше объекты с большими средними значениями углов места. Поэтому реализуется третье ранжирование по признаку 1 по убыванию.

Этап планирования 3. С использованием результатов второго этапа определяются *стационарные признаки третьего уровня преимущества*. Для определения численных значений этих признаков вводится понятие уровня приоритетности. После сортировки орбитальных объектов, выполненных на предыдущем этапе, каждый m -тый объект занимает определенную позицию в списке M_{jk} объектов, доступных для наблюдения l -той антенной на k -том интервале наблюдения. Уровень приоритетности выбора объекта для наблюдения соответствует номеру объекта в списке и уменьшается с увеличением порядкового номера объекта в списке. Введение описанных ниже признаков продиктовано следующим соображением, – предпочтительно наблюдать те орбитальные объекты, у которых меньше возможностей для наблюдения при лучших условиях на других и интервалах наблюдения.

Признак 4. Число интервалов наблюдения j -того объекта при более высоком уровне приоритетности на интервалах видимости объекта, отличных от интервала текущего появления.

Признак 5. Число интервалов наблюдения объекта при более высоком уровне приоритетности на текущем интервале появления.

Сортировка по признакам 4 и 5 реализуется на четвертом этапе планирования по возрастанию.

Этап планирования 4. На четвертом этапе на каждом k -том шаге выполняются следующие операции. К признакам m -того орбитального тела, входящего во множество возможных для наблюдения M_{jk} орбитальных тел, добавляется динамический признак (признак 6).

Признак 6. Число реализованных наблюдений объекта n_{mr} . Значение этого признака изменяется по мере составления плана, сохраняется в отдельном массиве и заносится в рабочий массив на k -том шаге изменения интервала времени планирования. Множество M_{jk} орбитальных объектов сортируется по признаку 6 по убыванию и далее – по признакам 4 и 5 по возрастанию. После сортировки списка M_{jk} орбитальных объектов выбирается объект для

наблюдения l -той антенной и в ее план заносится соответствующая информация. Полагается, что множество орбитальных объектов настолько велико, что один объект может наблюдаться только на одном интервале видимости. Поэтому, если объект внесет в план, на всех последующих интервалах наблюдения, принадлежащих его текущему интервалу видимости, он больше не рассматривается. Для хранения признака исключения объекта из рассмотрения при планировании нулевой элемент соответствующей строки рабочего массива содержит значение 1, если объект не рассматривается, и 0, если он может быть включен в план. Таким образом, для наблюдения выбирается тот из самых верхних в списке орбитальных объектов множества M_{lk} , который не имеет исключающего признака.

Выводы. Проведенные исследования показали правильность выбора основных показателей отбора орбитальных объектов для наблюдения. Необходимы дальнейшие исследования стратегий их применения с точки зрения приоритетности показателей. Сравнение одноэтапных итерационных методов с итерационными методами, в которых несколько этапов позволяет сделать следующие выводы. В методе с несколькими этапами нет необходимости вводить признаки, которые обеспечивали бы выбор для наблюдения наилучших интервалов видимости, а также признаки, обеспечивающие размещение интервала наблюдения на интервале видимости. Это объясняется тем, что в ходе составления плана сохраняется информация о каждом интервале планирования, появляется возможность выбора наилучшего решения на основе сравнения признаков отбора, определенных для всех элементарных отрезков разбиения времени на интервалы планирования. Сохранение промежуточной информации для каждого интервала времени планирования позволяет реализовать несколько этапов ее использования и достигнуть более высоких показателей качества плана. Недостаток метода – несколько большие затраты времени по сравнению с одноэтапными методами и существенно большие затраты оперативной памяти. Выбор конкретного вида итерационного метода обусловлен решаемой задачей.

Библиографические ссылки

1. Бельский А.Б. Астрооптический мониторинг космического пространства в условиях облачности. / А.Б. Бельский, С.Е. Здор, В.И. Колинко, В.И. Яцкевич // «Оптический журнал» 77, 9, 2010 45.
2. Вениаминов С.С. Космический мусор – угроза человечеству. / С.С. Вениаминов, А.М. Чернов, под редакцией Назирова Р.Р. и Аксенова О.Ю. // Механика управление и информатика. Москва 2013. – 208 с.
3. Здор С.Е., Колинко В.И. О контроле космического пространства оптическими средствами при наличии частичной облачности // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Радиолокационная техника. 2007.
4. Лурье О.И. Методика быстрого расчета расписания видимости орбитальных объектов. / О.И. Лурье, Т.В. Лабуткина // Вісник

Дніпропетровського університету. Ракетно-космічна техніка. – (Т. 20, № 4) Випуск 15, том 1, 2012. – С. 88-93.

5. Муртазов, А. К. Экология околоземного космического пространства/ А. К Муртазов. – М.: Физмат, 2004. – 304 с.

6. Labutkina T.V./ Globalized Planning of Surveillance of Orbital Objects // T.V. Labutkina, V.A. Larin, V.V. Belikov, A.A. Peyrov // 61st International Astronautical Congress, Praga, Czech Republic, 27 September – 1 October, 2010. – IAC-10.A6.P07.

7. Zdor S.E., Kolinko V.I. Planning Optical Search of Celestial Bodies in Near-Earth Space // Proc. Of fifth US/Russian space surveillance workshop. St.-Petersburg, September 24–27, 2003. – P. 286–293.

Поступила в редакцию 6.04.15

УДК 669.046.558

С.А. Полишко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

КОМПЛЕКСНОЕ ВЛИЯНИЕ ВРЕДНЫХ ПРИМЕСЕЙ (S, P, As) И ОСНОВНЫХ ЛЕГИРУЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА СТАЛИ Ст1кп

Досліджено вплив певних груп елементів на механічні властивості маловуглецевої сталі Ст1кп під впливом багатофункціонального модифікування. Доведено за допомогою регресійно-кореляційного аналізу і об'ємних графіків, що модифікатори багатофункціональної дії нейтралізують вплив шкідливих домішок, покращують морфологію неметалевих включень і структуру готового металу.

Ключові слова: *маловуглецева будівельна сталь, модифікування, неметалеві включення, структура, механічні властивості.*

Исследовано влияние определенных групп элементов на механические свойства малоуглеродистой стали Ст1кп под влиянием многофункционального модифицирования. Доказано при помощи регрессионно-корреляционного анализа и объемных графиков, что модификаторы многофункционального действия нейтрализуют влияние вредных примесей, улучшают морфологию неметаллических включений и структуру готового металла.

Ключевые слова: *малоуглеродистая строительная сталь, модифицирование, неметаллические включения, структура, механические свойства.*

Influence of certain groups of elements was investigational on mechanical properties of low-carbon steel of St1kp under influence of the multifunction modification. It was well-proven through a

regressive-cross-correlation analysis and by volume graphs, that the modifiers of multifunction action neutralize influence of harmful admixtures, improve morphology of nonmetallics and structure of the prepared metal.

Keywords: *low-carbon build steel, modification, nonmetallics, structure, mechanical properties.*

Введение. Конструкционные стали используются для изготовления различных деталей машин, арматуры и других изделий. Основные требования, которые предъявляются к этим сталям – сочетание высокой пластичности и оптимальной прочности. При этом необходимо учитывать еще один немало важный фактор – экономичность [1]. Такими материалами являются малоуглеродистые и низколегированные конструкционные стали. Они используются в машиностроении, особенно в таких отраслях, как строительная индустрия (судостроение, вагоно- и поездостроение), а также при создании высоконагруженных сварных конструкций [2, 3]. При этом эти материалы являются недорогими в производстве, так как не требуют обработки их расплавов такими дорогостоящими материалами, как FeCr, FeV, FeNi.

В то же время, конструкционные стали – это сложные многокомпонентные системы, состоящие из комплекса легирующих элементов, вредных примесей, элементов-модификаторов, микролегирующих и случайных элементов. Это углерод, железо, кремний, марганец и другие [4, 5]. Современные химические анализаторы, такие как POLIVAK И LECO позволяют определить химический состав по 12 и 16 элементам соответственно.

К основным легирующим элементам в этих и других сталях являются железо, углерод, марганец и кремний. Их влияние на механические свойства весьма существенно [6]. Углерод значительно повышает прочностные характеристики, снижает пластические свойства и, особенно, ударную вязкость. С повышением содержания С предел прочности увеличивается, как правило, значительно сильнее, чем предел текучести. Следовательно, отношение предела текучести к пределу прочности уменьшается, то есть, уменьшается и деформируемость сплавов, которая определяемая соотношением σ_T/σ_B . Оптимальным для хорошей деформируемости является соотношение $\sigma_T/\sigma_B=0,66$. Но при выплавке любой стали необходимо получить качественный материал, с достаточной прочностью и без потери других механических свойств.

Постановка задачи. Определить влияния групп химических элементов на механические свойства малоуглеродистой стали Ст1кп при помощи регрессионно-корреляционного анализа и графических зависимостей.

Метод решения и анализ полученных результатов. Автором статьи были применены в условиях ОАО «АрселорМиттал Кривой Рог» многофункциональные модификаторы (рис. 1) [7]. Они применялись в 160-ти тонной печи и вводились в ковш взамен алюминия чушкового. После обработки статистического массива данных из 34 серийных и 17 модифицированных плавов были определены коэффициенты групповой корреляции (рис. 2).



Рис.1 Внешний вид многофункциональных модификаторов [7]

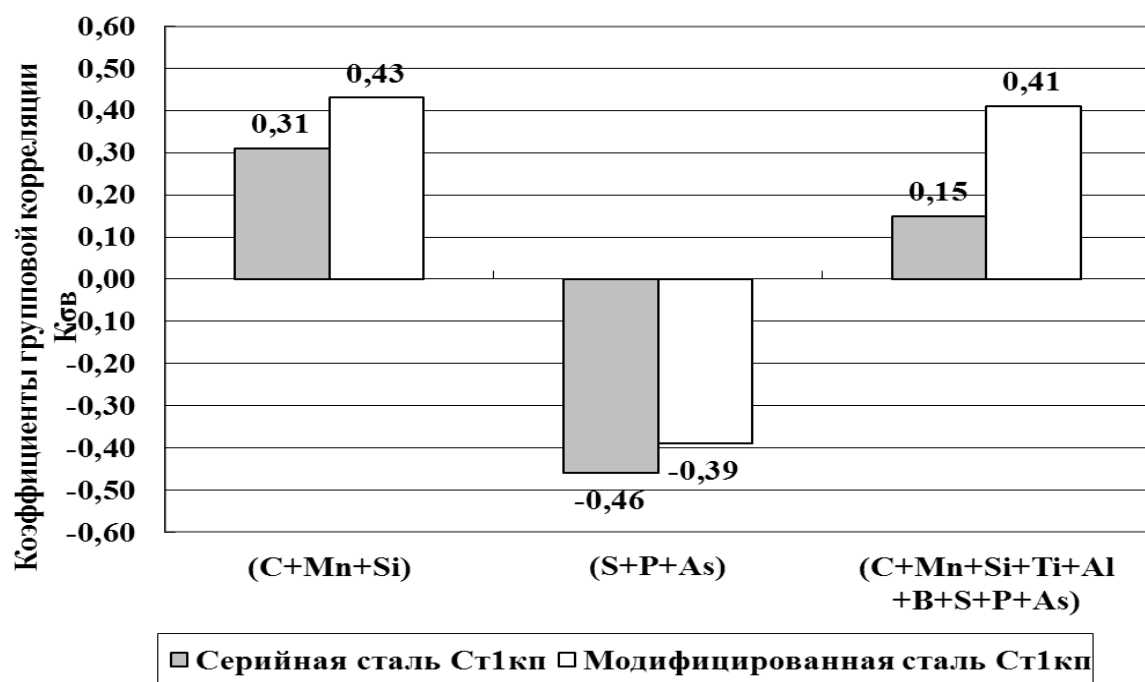


Рис. 2 Коэффициенты групповой корреляции между группами химических элементов и пределом прочности малоуглеродистой стали Ст1кп.

Также была построена объемная поверхность, где также было рассмотрено влияние групп элементов на механические свойства.

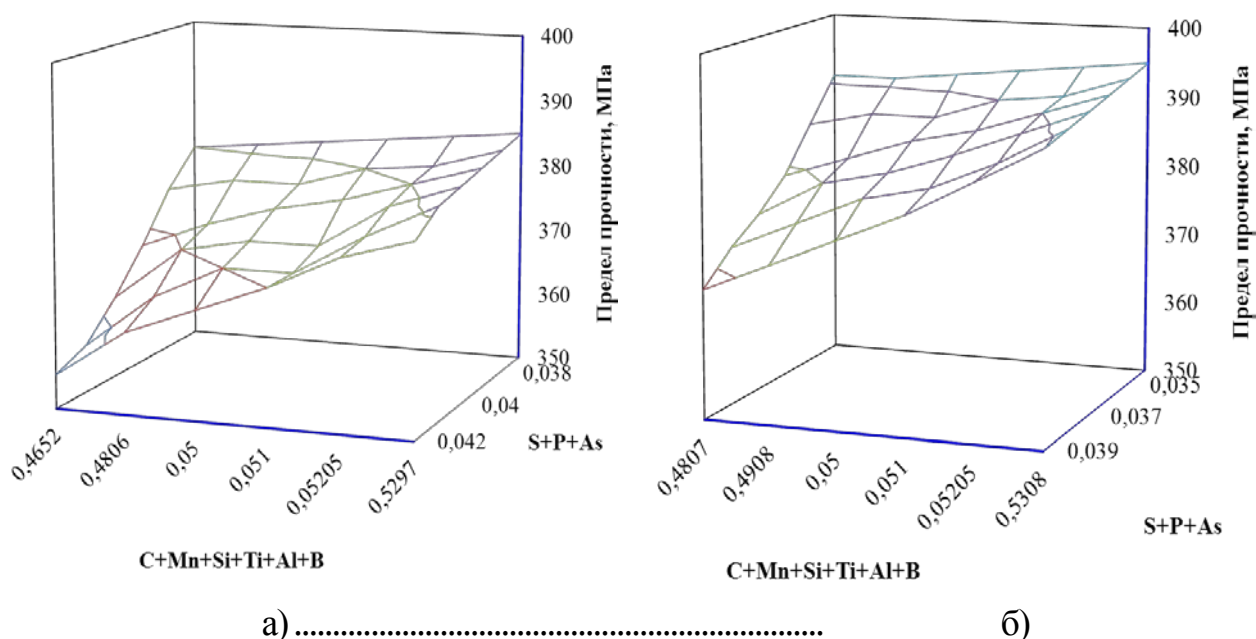


Рис. 3 График объемной поверхности влияние групп химических элементов на предел прочности в стали Ст1кп: а) серийной б) модифицированной

Группы были отобраны следующим образом:

- основные легирующие элементы (C, Mn, Si)
- вредные примеси (S, P, As);
- сумма основных легирующих элементов, (C, Mn, Si), вредных примесей (S, P, As) и элементов раскислителей-модификаторов (Ti, Al, B).

Это было выполнено автором с целью установить влияние каждой из групп отдельно и одной группы (последней) совместно на предел прочности. Установлено, что:

- В модифицированном металле влияние на предел прочности первой и третьей групп химических элементов было выше, чем в серийной стали. Это связано с благоприятным действием компонентов многофункциональных модификаторов [].

- В модифицированной стали Ст1кп замечено менее негативное влияние группы вредных примесей на предел прочности. Это связано с тем, что модифицирование снижает содержание вредных примесей серы, фосфора и мышьяка и способствует уменьшению количества и глобуляризации неметаллических включений (рис. 4).

Если рассматривать рис. 3, то в модифицированном металле группы элементов основных легирующих и элементов-модификаторов в ансамбле с группой вредных примесей повышали предел прочности малоуглеродистой стали Ст1кп как в серийной, так и в модифицированной стали положительно влияли на предел прочности, но в модифицированном металле это повышение было более стабильно, чем в серийном.

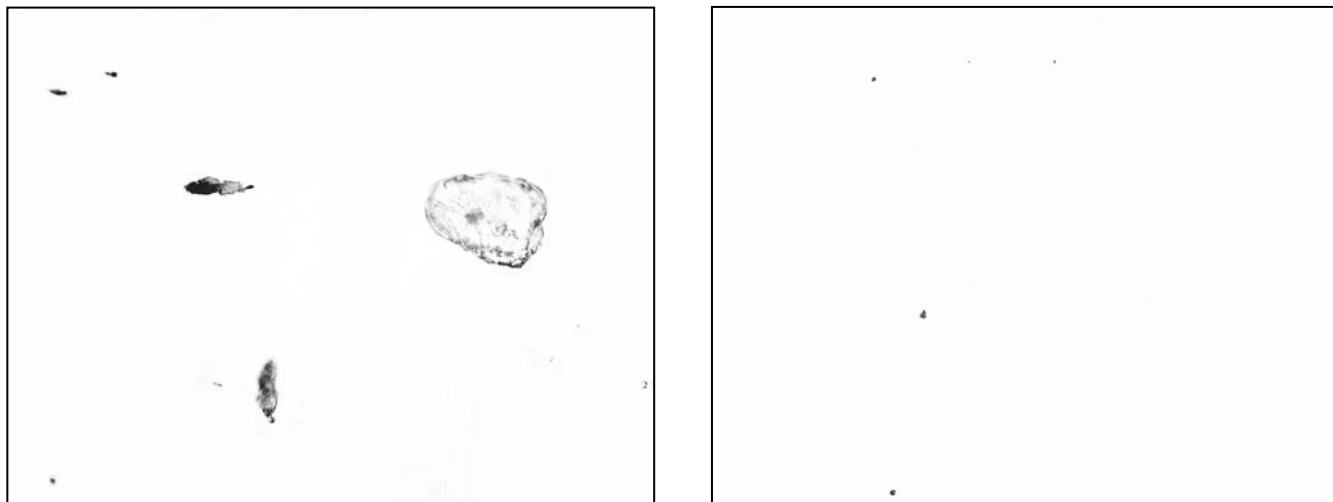


Рис. 4 Неметаллические включения в малоуглеродистой серийной (а) и модифицированной (б) стали Ст1кп

Это связано с нестабильностью химического состава и механических свойств серийной стали. Ведь широкие концентрационные пределы могут повлечь за собой неконтролируемые последствия. Влияние группы вредных примесей вообще экстремально. Ведь снизить концентрацию фосфора при кислородно-конвертерном способе весьма проблематично. Поэтому необходимо многофункциональное модифицирование, которое позволяет благодаря наличию компоненто-дефосфораторов не только снизить содержание вредных примесей, но и повысить уровень механических свойств, улучшить морфологию неметаллических включений и структуру металла (рис. 5).

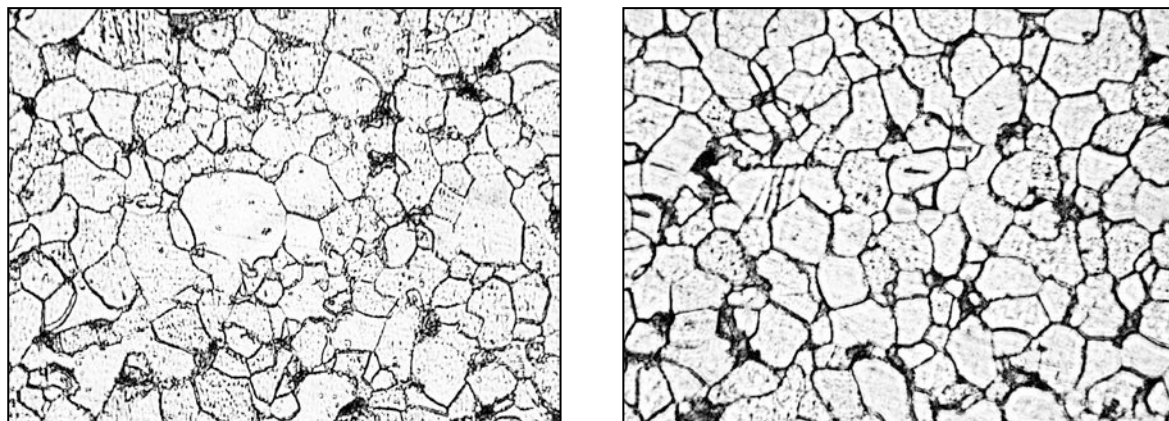


Рис. 5 Структура малоуглеродистой серийной (а) и модифицированной (б) стали Ст1кп, х 600

Выводы. Таким образом, модифицирование многофункциональными модификаторами позволяет повысить качество строительных малоуглеродистых сталей, которые являются менее дорогими, чем другие конструкционные материалы. При этом можно прогнозировать уровень механических свойств готового металла.

Библиографические ссылки

1. Гуляев А.П. Металловедение. - М.: Металлургия, 1986. - 646 с.
2. Шаповалова О.М., Носова Т.В., Ивченко Т.И. Комплексное влияние элементов на свойства конструкционной стали 07ЮТ, обработанной технологическими добавками марки ДТ1// Строительство, материаловедение, машиностроение. - Днепропетровск: ПГАСИА. - 1998.- С. 96.
3. Большаков В.И., Береза, Харченко В.И. Прикладное материаловедение. – Д., 1999. - 350 с.
4. Голубцов, В. А. Теория и практика введения добавок в сталь вне печи / В. А. Голубцов.- Челябинск, 2006. – 422 с.
5. Полишко С.А. Влияние многофункциональных раскислителей-модификаторов на стабилизацию химического состава и повышение уровня механических свойств сталей Ст1кп и КП-Т./ С.А. Полишко. – Нові матеріали і технології у металургії та машинобудуванні.//Сб научн.трудов.вып.2, - 3. 2012, с. 32-37
6. Теоретичні основи керованого структуроутворення сплавів для підвищення їх властивостей шляхом обробки розплавів спеціальними модифікаторами з енергозбереженням . [Текст] : отчет по НИР (заключ.) // кер. Санін А.Ф., вик. Івченко Т.І., Бабенко О.П., Кушнір М.А., Маркова І.А., Полішко С.О., Татарко Ю.В.- Дніпропетровськ, 2013.115 с.№ ДР 0111U001143, № 6-243-11.
7. Патент на винахід № UA 85254. Композиційний розкислювач для обробки сталей. МОНУ. / Шаповалова О.М., Шаповалов В.П., Шаповалов А.В., Полішко С.О. Державний департамент інтелектуальної власності, ДНУ, а 2007 008 58, заявл. 26.01.2007 р, опубл. 12.01.2009 р., бюл № 1.

Надійшла до редколегії 19.05.2015

УДК 621.762

М.В. Приходько, А.Ф. Санін, А.Ф. Леднянский

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО РАЗРАБОТКЕ СПОСОБА ПОЛУЧЕНИЯ ПОРОШКОВ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЗАГОТОВОК С ВЫСОКИМИ КОНСТРУКЦИОННЫМИ СВОЙСТВАМИ

У роботі пропонується вирішення актуальних завдань ракето- та авіабудування, зокрема досліджено проблему отримання нових дисперснозміцнених сплавів на основі алюмінію. Досліджена принципова можливість отримання заготовок високоміцних деформованих алюмінієвих сплавів з високою конструкційною міцністю традиційними

методами порошкової металургії з порошків з надтонкою оксидною плівкою. До розгляду запропонована фізична модель поділу краплі в спутному потоці диспергуючого агента. Визначено умови, в яких реалізується можливість отримання порошків з надтонкою оксидною плівкою, що не перешкоджає консолідації частинок. Наведено експериментальні підтвердження основних висновків теоретичних досліджень: полімодальність кривої розподілу маси частинок порошку за розмірами і властивості порошкової заготовки.

Ключові слова: *алюмінієві сплави, порошкова заготовка, ракетобудування, авіабудування, деформовані сплави, алюмінієвий порошок, диспергування, розпорошення, гранулометричний склад, оксидна плівка, швидкість охолодження, високошвидкісна кристалізація.*

В работе предлагается решение актуальных задач ракетно- и авиастроения, в частности исследована проблема получения новых дисперсноупрочненных сплавов на основе алюминия. Исследована принципиальная возможность получения заготовок высокопрочных деформируемых алюминиевых сплавов с высокой конструкционной прочностью традиционными методами порошковой металлургии из порошков со сверхтонкой оксидной пленкой.

К рассмотрению предложена физическая модель деления капли в спутном потоке диспергирующего агента. Определены условия, в которых реализуется возможность получения порошков со сверхтонкой оксидной пленкой, не препятствующей консолидации частиц. Приведены экспериментальные подтверждения основным выводам теоретических исследований: полимодальность кривой распределения массы частиц порошка по размерам и свойства порошковой заготовки.

Ключевые слова: *алюминиевые сплавы, порошковая заготовка, ракетостроение, авиастроение, деформируемые сплавы, алюминиевый порошок, диспергирование, распыление, гранулометрический состав, оксидная пленка, скорость охлаждения, высокоскоростная кристаллизация.*

The paper proposes a solution of actual tasks of rocket production and aircraft construction, in particular was studied the problem of producing of new disperse strengthened aluminum alloys based on aluminum. Studied fundamental possibility of receiving blanks of high-strength deformable aluminum alloys with high constructional strength by traditional methods of powder metallurgy from powders with a hyperfine oxide film.

To consider a physical model of fission of drops in cocurrent flow of the dispersing agent. The conditions, in which the possibility of obtaining of powders with an ultrathin oxide film which isn't impede the consolidation of particles is realized, are defined. Experimental confirmation of the main conclusions of theoretical researches: polymodality of distribution curve of mass of the powder particles by sizes and properties of powder blanks.

Keywords: *aluminum alloys, powder preparation, rocket, aircraft, wrought alloys, aluminum powder, dispersion, spraying, particle size distribution, an oxide film, the rate of cooling, high-speed crystallization.*

Введение. Развитие аэрокосмической техники выдвигает все более высокие требования к эксплуатационным характеристикам деформируемых алюминиевых сплавов, которые не могут быть обеспечены в рамках традиционной технологической схемы — горячая деформация литой заготовки.

В поисках путей улучшения свойств алюминиевых сплавов используется много технологических приемов, одним из которых является кристаллизация непосредственно из расплава. Этот метод, известный как высокоскоростная кристаллизация, направлен на обеспечение высокого коэффициента рассеяния тепла с поверхности раздела жидкой и твердой фазы, значительной степени переохлаждения и соответствующей скорости продвижения поверхности раздела. Обычно это достигается повышением коэффициента теплопередачи на поверхности охлаждаемой отливки и увеличением отношения поверхности отливки к ее объему, что позволяет получать скорости охлаждения в пределах от 10^3 до 10^{10} К/с. Вторым основным направлением при высокоскоростной кристаллизации сплавов является обеспечение достаточной степени переохлаждения до появления зародышей кристаллов. Кристаллизация при существенно повышенных скоростях охлаждения и больших степенях переохлаждения, типичная для процесса распыления, обычно приводит к существенному изменению и улучшению структуры по сравнению с обычными методами литья. Высокоскоростная кристаллизация алюминиевых сплавов обычно приводит к улучшению микроструктуры, увеличению предела растворимости легирующих элементов в твердом состоянии и к образованию метастабильных фаз [1]. Все эти способы используют при создании дисперсноупрочненных сплавов на основе алюминия [2].

Однако, несмотря на очевидные преимущества, порошковая металлургия алюминия так и не обрела широкого применения из-за наличия оксидных пленок на поверхности частиц порошка. Все известные технологические решения направлены на борьбу с уже образовавшимися оксидами. Невосстановимые оксидные пленки препятствуют консолидации частиц, из-за чего получение полуфабрикатов сильно затруднено, материалы характеризуются пониженной трещиностойкостью, что не позволяет в полной мере использовать их прочностные характеристики. Кроме того переработка порошков методами жидкофазного спекания и горячей деформации удорожает производство и тем самым нивелирует экономический эффект от применения технологии порошковой металлургии. Следовательно, наиболее перспективным направлением в данной области следует признать не устранение влияния оксидных пленок, а предотвращение их образования в процессе диспергирования расплава.

Разработка способа получения порошков алюминиевых сплавов, состояние поверхности которых позволяет получать заготовку с высокими конструктивными свойствами, позволит решить актуальную задачу по обеспечению аэрокосмической отрасли высокопрочными деформируемыми алюминиевыми сплавами.

Толщина, структура и степень кристалличности оксидных пленок зависит от времени пребывания капли расплава в условиях, при которых окисление идет с максимальной скоростью [3]. Следовательно, минимизация времени развития окислительных процессов возможна при использовании

технологических решений, обеспечивающих сверхвысокие скорости охлаждения капли (10^6 К/с и более).

Сформулировать принципы достижения сверхвысоких скоростей охлаждения, а, следовательно, и получения сверхтонких оксидных пленок на порошках, может позволить анализ теоретических представлений о стадиях процесса диспергирования жидких металлов.

В настоящее время в литературе доминирующее положение занимают представления, что процесс образования капель определенного размера — это случайный процесс, который определяется отношением действующих на каплю аэродинамических сил к силе поверхностного натяжения металла, известным как критерий Вебера. В рамках данных представлений скорость охлаждения капли является функцией ее размера, что предполагает значительную долю окисленных частиц при изготовлении металлических порошков. Авторами О. Ничипоренко и М. Приходько показана ограниченность, а в ряде случаев неприменимость критерия Вебера для прогнозирования результатов диспергирования металлической струи расплава водой высокого давления (медианного диаметра и кривой распределения массы частиц по размерам) [4, 5]. Кроме того, в рамках существующих представлений не может найти объяснение экспериментально установленный полимодальный характер кривой распределения массы частиц по размерам [6].

В данной работе сделано допущение, что недостаточностью критериев, основанных на балансе действующих на каплю статических сил, для прогнозирования результатов диспергирования является то, что в них игнорируется, высказанная ещё Рэлеем мысль о том, что жидкость распадается на капли из-за развития в ее потоке колебательных процессов [7]. В пользу такого предположения служат экспериментально установленные факты, что эффективность диспергирования жидкости существенно зависит от акустической мощности, воздействие которой в 40 раз больше, чем влияние на процесс распыления аэродинамических сил [8].

Несмотря на то, что на сегодняшний день так и не сложились четкие представления о механизме воздействия колебаний среды на разрушение пленки либо струи жидкости [9], накоплены значительные экспериментальные данные по положительному влиянию акустических колебаний потока на результат диспергирования [10, 11].

Уже более полувека проводятся работы по созданию акустических форсунок для диспергирования жидкостей, в том числе, и жидких металлов [5, 8, 9, 11]. Акустические форсунки по типу источника акустических колебаний можно разделить на два основных класса:

- форсунки в которых колебания генерируются специальными электро- и магнитомеханическими излучателями (искусственно);
- форсунки в которых генерация колебаний обеспечивается их конструкцией (естественно).

Независимо от причин возникновения звуковых колебаний в потоке, его акустическая энергия и интенсивность ее воздействия на диспергируемую жидкость в значительной мере определяются конструкцией распылителя [8].

Цель данного исследования установить:

- механизм влияния акустической среды на результаты диспергирования металлических жидкостей при распаде струи расплава на капли;
- условия, в которых охлаждение капель и частиц протекает с максимальной скоростью.

Анализ математических и полуэмпирических моделей процессов связанных с распылением жидких металлов показал, что существующие представления о процессе распада струи жидкости на капли и деления капель в спутном потоке, базирующейся на критериях We, La и др., не содержат данных, позволяющих найти подход к решению задачи повышения скорости охлаждения капель.

Согласно закону сохранения энергии, количество тепла, которое отводится с единицы поверхности в единицу времени, должно равняться теплу, подводимому из внутренних объемов капли расплава к поверхности вследствие теплопроводности. Так скорость охлаждения капли массой m можно записать выражением:

$$v_{охл} = \frac{dT}{dt} = -\alpha \cdot VT \cdot S_{уд} \quad (1)$$

где $\alpha = \frac{\lambda}{\epsilon}$ - коэффициент температуропроводности; $\frac{S}{m} = S_{уд}$ - удельная поверхность капли.

Таким образом, минимизация времени контакта ювенильной поверхности расплава с окислительной средой при высоких температурах может быть обеспечена при длительном (10^{-4} с) поддержании высоких значений коэффициента температуропроводности, удельной поверхности капли и градиента температуры между ее поверхностью и окружающей средой. Такие условия возможно обеспечить лишь в случае протекания в капле интенсивных колебательных процессов с периодом колебаний менее 10^{-6} с.

Разработка физической модели воздействия акустических колебаний спутного потока на каплю, возбуждения в ней колебательных процессов, деления и охлаждения капли в потоке позволит установить технологические параметры процесса распыления, влияющие на время контакта ювенильной поверхности капли с окислительной средой при высоких температурах. В основу модели положено высказанное Рэлеем утверждение о том, что волна с растущей амплитудой представляет собой будущую каплю, а порядок величины капли определяется длиной волны неустойчивого колебания.

Изложение основного материала. Рассмотрим последовательные стадии процесса распада струи на капли. На начальном этапе струя металла вовлекается в фокус распыления (место встречи водяных струй), затем метал преобразуется в тонкую пленку, которая утоняется с удалением от фокуса [10]. Край плёнки металла под действием сил поверхностного натяжения

распадается на примерно равные капли [12], далее оторвавшиеся первичные капли летят в спутном потоке, в котором распространяются акустические колебания. Естественным источником акустических волн является форсунка: благодаря особенностям конструкции и микронеровностям, которые всегда присутствуют на поверхности сопел, формирующих поток [5, 7, 8, 13].

В результате взаимодействия с акустической средой капля будет совершать вынужденные колебания. Воздействие на каплю периодически действующей вынуждающей силы приводит к повышению ее энергии Гиббса, основными слагаемыми которой, в первом приближении, являются колебательная энергия капли и ее поверхностная энергия. Но из-за диссипативных процессов в капле, вязкость которой конечна, амплитуда вынужденных колебаний будет ограничена.

В случае, когда под воздействием внешней среды в капле возбуждаются резонансные колебания, происходит одновременный резкий рост, как первого, так и второго слагаемого энергии Гиббса, обусловленный неограниченным ростом амплитуды колебаний. Стремление капли как системы минимизировать свою энергию приводит к делению капли на части. В этом смысле деление капли является самопроизвольным и необратимым процессом, переводящим исходную систему — каплю — в новый минимум, который характеризуется хотя и более высоким, по сравнению с исходным, значением поверхностной энергии, но при этом более низкой энергией Гиббса.

Согласно положениям предложенной модели, основными параметрами, влияющими на скорость охлаждения металлической капли, являются:

- энергия и частота колебаний в потоке;
- амплитуда и частота резонансных колебаний в капле металла;
- вязкость и величина поверхностной энергии металла перед распылением.

С точки зрения энергетического подхода к процессу деления капель в спутном потоке акустическая энергия потока в условиях резонанса, накапливаясь в капле, расходуется на увеличение амплитуды волн, работу сил трения и увеличение поверхности.

Энергетический баланс процесса можно записать в виде:

$$W_{\text{потока}} - (A_{\text{тр}} + W_{\text{пов}}) \geq 2NW_{\text{пов}}^{\text{к}} \quad (2)$$

Уравнение (2) можно привести к виду:

$$K = \frac{W_{\text{потока}} - (A_{\text{тр}} + W_{\text{пов}})}{2NW_{\text{пов}}^{\text{к}}} \quad (3)$$

где $W_{\text{потока}}$ — энергия одной волны, сообщаемая капле; $A_{\text{тр}}$ — работа сил трения в капле; $W_{\text{пов}}$ — работа по образованию новой поверхности при колебании капли; $W_{\text{пов}}^{\text{к}}$ — энергия образования $2N$ поверхностей.

Для вывода критерия, определяющего возможность разделения оторвавшейся от пелены первичной капли, энергию, сообщаемую капле волной, и расходуемую энергию отнесем к массе одной капли. Путем несложных

преобразований (3) приводится к энергетическому критерию (4), в котором как в явном, так и в неявном виде присутствуют параметры, от которых зависит скорость охлаждения.

$$K = \frac{\frac{3}{4} \pi^2 \frac{\rho_E}{\rho_{ME}} \cdot c_E \cdot \vartheta \cdot \frac{A^2}{L \cdot D_0} - (2\delta \cdot y_{рез}^2 \cdot \omega_{рез} + \sigma S_{уд})}{\frac{3k \cdot \sigma}{D_0 \cdot \rho_{ME}}} \quad (4)$$

В явном виде присутствует величина удельной поверхности. В неявном виде – градиент температур (наличие конвективных потоков высокой интенсивности приводит к выравниванию температурных полей по объёму капли и, как следствие, к максимально высокому градиенту температур между поверхностью капли и окружающей средой).

Рассмотрение всех возможных значений критерия K : $K_i < 0$; $0 < K_i < 1$, $K_i > 1$, где $i=0, 1, 2$ приводит к выводу, что в зависимости от основных частот колебаний, распространяющихся в потоке и их длин волн первичные капли могут делиться больше одного раза и в следствие эффекта Доплера капли летящие в разных направлениях будут делиться на других частотах и на разное количество вторичных капель. Изменение условий наступления резонанса для наборов капель неизбежно приведёт к полимодальности кривой распределения массы частиц по размерам.

Если в последнем цикле колебаний капли диаметром D_i энергетический критерий K_i принимает отрицательное значение, значит ни одна из частот в потоке не близка к резонансной. Воспринимаемая каплей колебательная энергия полностью расходуется на работу трения.

Для случая, когда K_i капли диаметром D_i в последнем цикле колебаний положительно и принимает значение близкое к единице, одна или несколько частот в потоке могут быть близки к резонансной, однако, энергии этих частот достаточно лишь для развития интенсивных колебательных процессов со значительными амплитудами. Этой энергии все же не достаточно для разделения на N вторичных капель с размером D_{i+1} . Амплитуда колебаний в капле нарастает по мере приближения K_i к единице.

Именно в этом случае и реализуются условия, приводящие к максимальной скорости охлаждения капли, масса которой определяется диаметром D_i . Во-первых, в этом случае длительное время сохраняется максимально высокая удельная поверхность - вплоть до кристаллизации частицы, во-вторых, интенсивные конвекционные процессы приводят к непрерывному выравниванию температуры по объёму осциллирующей капли. Именно таким образом обеспечивается максимально возможный градиент температур между непрерывно обновляющейся поверхностью капли и окружающей средой. Если такое значение K реализуется в последнем цикле колебаний, то достигается максимальное переохлаждение жидкости.

Следовательно, для любого механизма теплопередачи при K_i близких к единице могут быть реализованы максимально достижимые скорости

охлаждения, которые определяются начальным размером капли. При переохлаждении резкий рост второго слагаемого в (3) приводит к стремительному уменьшению K_i , в результате чего частицы кристаллизуются в форме «замороженных» колебаний (далекой от сферической) (рис. 1). Формально этот случай описывается выражением $\tau_{кр} \ll \tau_{сф}$

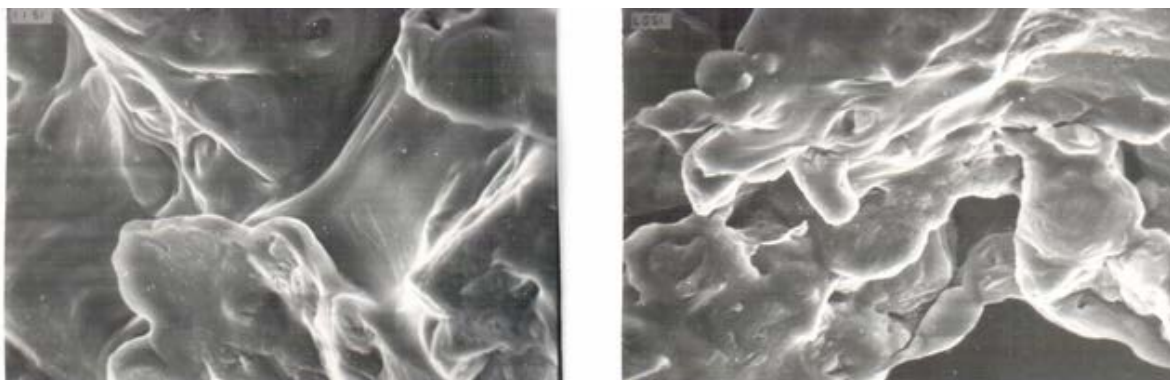


Рис. 1. Морфология поверхности частиц водораспыленного порошка алюминиевого сплава. Растровая электронная микроскопия $\times 2000$

И только для третьего случая, когда K_i капли диаметром D_i больше единицы возможно её самопроизвольное разделение на N вторичных. Избыточная колебательная энергия превращается в кинетическую энергию вторичных капель, которые разлетаются в системе координат, связанной с центром масс первичной капли, со скоростью u в телесный угол 4π радиан. Изменение условий наступления резонанса для вторичных капель, связанное с эффектом Доплера, приводит к наблюдаемой полимодальности кривой распределения массы частиц по размерам.

Введённый энергетический критерий позволяет сформулировать принципы достижения сверхвысоких скоростей охлаждения при диспергировании металлических жидкостей:

- необходимо обеспечить условия для развития в капле колебаний с частотами, близкими к резонансным;
- в последнем цикле колебаний поступающей энергии не должно быть достаточно для разделения капли из-за резкого роста вязкости при переохлаждении жидкости. В таком случае процесс становится аperiodическим, удельная поверхность частиц длительное время сохраняет аномально высокие значения, что приводит к сверхвысоким значениям теплоотдачи.

Экспериментальная проверка теоретических положений модели диспергирования жидких металлов водой высокого давления

Экспериментальная проверка теоретических представлений, сформулированных в рамках разработанной модели, выполнена при диспергировании сплава АД33 водой в интервале давлений 5...11 МПа при

температуре расплава от 700 до 1100 °С на двух типах распыливающих установок: - со щелевой форсункой и с сопловыми насадками.

Установлено, что во всем исследуемом интервале давлений воды кривая распределения массы частиц по размерам является полимодальной, причём положение максимумов не зависит от давления; от давления зависит лишь относительная высота этих пиков (рис. 2).

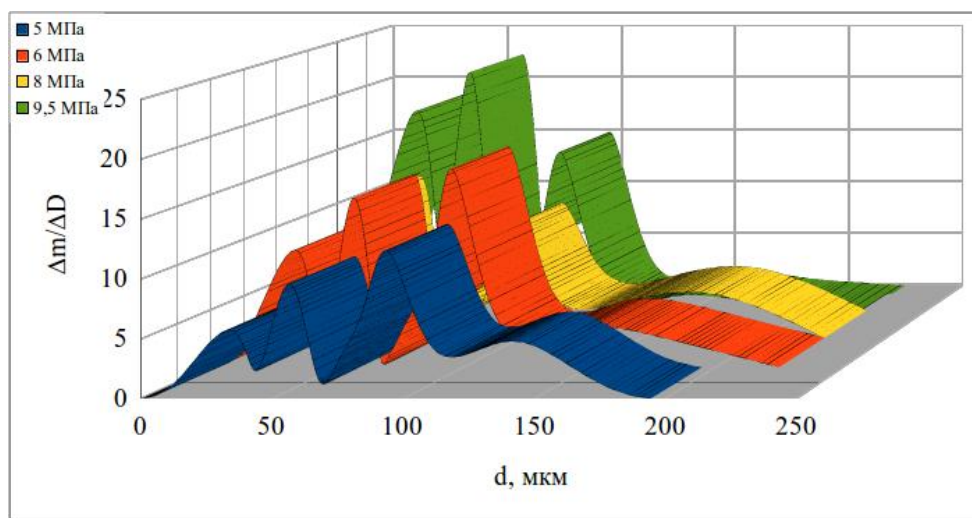


Рис. 2. Влияние давления воды на вид дифференциальных кривых распределения массы частиц по размерам

На дифференциальных кривых распределения массы частиц по размерам закономерно проявляются чётко выраженные пики в интервалах размеров 0-40 мкм, 50-63 мкм, 90-100 мкм и 160-200 мкм. Аналогичные результаты, а именно: - полимодальность кривой распределения массы частиц по размерам и независимость положения пиков от давления воды при диспергировании жидких металлов ранее получены А. Саниным.

Впервые установлено, что насыпной вес фракции порошка не является монотонной функцией давления воды. В исследуемом интервале давлений воды кривая насыпного веса характеризуется чётко выраженным максимумом при $P=8$ МПа (рис. 3 а).

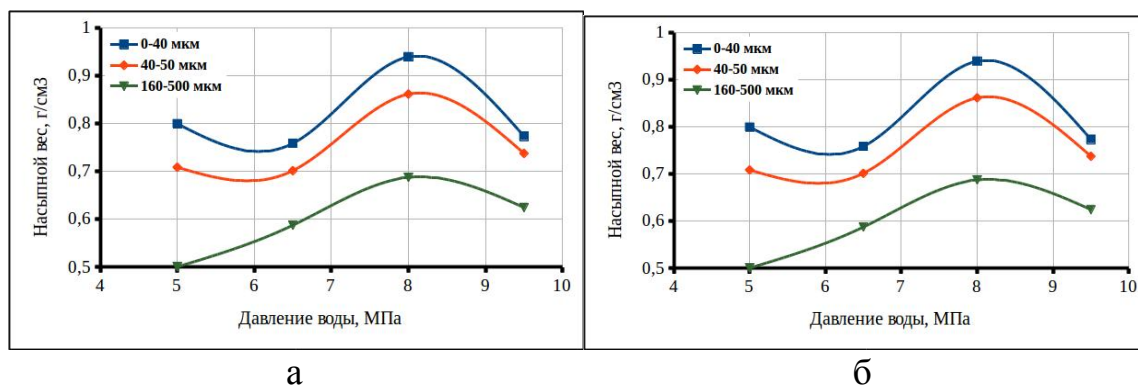


Рис. 3. Влияние условий распыления на насыпную плотность водораспыленного порошка

При давлении воды 8 МПа насыпная плотность для всех фракций порошка выше чем при давлении воды 9,5 МПа (рис. 3 б). Установлено, что дифференциальные кривые распределения массы частиц по размерам и величина максимумов в пиках, не зависят от степени перегрева расплава. Об отсутствии влияния степени перегрева расплава на частоту и амплитуду резонансных колебаний в капле свидетельствует отсутствие смещения положения максимумов и их относительных высот на дифференциальных кривых распределения массы частиц по размерам. Установлено, что кривые распределения не описываются нормальным распределением, как принято считать в существующих моделях диспергирования жидких металлов. Характерной особенностью наблюдаемых кривых является наличие четырех и более максимумов.

Полученные экспериментальные результаты не полностью согласуются с теоретическими представлениями, развитыми в работе [12] так как, согласно им, частота волны, несущей энергию к каплям, пропорциональна скорости воды на срезе сопла и, следовательно, положение максимумов полимодального распределения должно смещаться в сторону меньших размеров с увеличением давления воды, а насыпной вес должен был быть падающей монотонной функцией от давления воды.

Согласия с экспериментальными данными (независимость положения пиков распределения от давления воды) можно достичь, если рассматривать диспергирующий узел как резонаторную систему, состоящую из осциллирующей системы, связанной с резонатором.

Осциллирующая система в данном случае представляет собой поверхность щелей, формирующих поток диспергирующего агента, с определённой волнистостью и шероховатостью. Резонатор — это совокупность узлов диспергирующей установки с присущими им особенностями формы и взаиморасположением в конструкции, в том числе и полость (ее длина и сечение), из которой вытекает сформированный поток.

Набор частот колебаний в потоке диспергирующего агента определяется геометрическими особенностями поверхности форсунки, а набор резонансных частот, которые могут быть реализованы (усилены), определяются конструктивными особенностями резонатора.

Каждый резонатор характеризуется собственным набором частот колебаний $\omega_{pj} = \frac{2\pi}{\lambda_j} \cdot c_v$, которые он может излучать в окружающую среду (рис. 4). Резонатором усиливаются лишь те колебания $\omega_{\phi i} = \frac{2\pi}{L_i} \cdot v$, которые близки к его собственным частотам, все остальные частоты глушатся ($\omega_{\phi i}$ — частота колебаний, возбуждаемых в потоке воды; ω_{pj} — одна из частот резонатора; λ_j — длина волны соответствующая одной из частот резонатора; L_i — шаг волнистости поверхности щели форсунки; v — скорость потока среды через щель форсунки; c_v — скорость звука в воде).



Рис. 4. Условная спектральная амплитудно-частотная характеристика резонатора

Каждая форсунка характеризуется своим индивидуальным профилем поверхности, формирующим поток воды. Поэтому в потоке возбуждаются колебания с длинами волн, обусловленными волнистостью и шероховатостью поверхности конкретной щели. Частоты же этих колебаний ω_{fi} (рис. 5) пропорциональны скорости потока среды (воды, газа), в которой распространяются акустические колебания. Амплитуды колебаний H_i соответствующие ω_{fi} , в общем случае, пропорциональны L_i .



Рис. 5. Условная спектральная амплитудно-частотная характеристика колебаний, возбуждаемых в потоке при протекании воды через щель с постоянной скоростью

При рассмотрении распылительного узла как резонаторной системы полученные экспериментальные данные находят логическое объяснение. Диспергирующий узел в целом представляет собой резонаторную систему, обладающую индивидуальным набором частот ω_{pj} и коэффициентом усиления «силы звука» E_j (амплитуды колебаний), в общем случае зависящем от частоты ω_{pj} . Этот набор частот определяет возможное положение пиков в полимодальном распределении. Коэффициент усиления E_j принимает максимальное значение при совпадении резонансной частоты ω_{pj} с одной из возбуждаемых частот ω_{fi} то есть зависит от относительной разности частот ω_{fi} и ω_{pj} . В случае если с какой-то из ω_{pj} не совпадает ни одна из ω_{fi} , то пик на кривой распределения массы частиц по размерам не проявится.

$$E_j = \frac{A_j}{H_i}; \quad 1 < E_j < 1 + E_j^{max} \quad 0 < E_j < E_j^{max}$$

(5)

где $E_j^{\max}$ — максимальный коэффициент усиления амплитуды частоты ω_{pj} ; A_j — амплитуда колебаний ω_{pj} ; H_i - «глубина» волнистости (шероховатости); $E_j > 1$ при $\omega_{fi} \approx \omega_{pj}$; $E_j < 1$ при $\omega_{fi} \neq \omega_{pj}$.

Усиленные резонатором частоты распространяются в потоке со скоростью звука в воде, длиной волны $\lambda_i = L_i \cdot \frac{c_i}{c_j}$ и амплитудой $A_j = E_j \cdot H_i$.

В некотором интервале скоростей потока из-за несовпадения большей части спектральных линий осциллирующей системы ω_{fi} и собственных частот резонатора ω_{pj} возможно снижение эффективности диспергирования (малые E_j), связанное с уменьшением энергии колебаний потока на частотах ω_{pj} . Откуда следует, что эффективность диспергирования, определяемая как массовая доля частиц меньше определённого размера не может быть монотонной функцией от скорости потока, а и должна быть кривой, обладающей экстремумами (рис. 2).

Линейное моделирование различных участков немонотонной функции может приводить (и приводит) к существенным различиям коэффициентов в соотношениях [10], определяющих эффективность диспергирования в зависимости от давления воды. Только учёт рассмотрения диспергирующего узла как резонаторной системы, обладающей индивидуальным спектром собственных частот приводит к естественному объяснению экспериментально наблюдаемых фактов.

В рамках развитых предположений о механизме диспергирования жидких металлов полученные экспериментальные факты находят следующее объяснение. При определённых скоростях истечения воды через щель форсунки часть возникающих частот колебаний совпадает с собственными частотами резонатора. В потоке воды возникают колебания с высокой энергией, которые вызывают развитие вынужденных колебаний в капле. В случае если эти частоты совпадают с собственными колебаниями капли, капля начинает делиться уже через малое число колебаний. Так как частоты колебаний, приводящие к делению капли, составляют несколько мегагерц то велика скорость нарастания колебательной энергии до значения, приводящего к делению, а, соответственно, общее время колебаний капли до деления мало и, соответственно, мал интервал температур охлаждения капли в условиях высоких значений градиента температур и удельной поверхности.

В результате к последнему циклу колебаний при диспергировании расплава капля не достигает сильного переохлаждения и после начала кристаллизации поверхность таких частиц длительное время находится при температурах, когда охлаждение поверхности протекает по механизму плёночного кипения. Длительное взаимодействие алюминия с паром приводит к интенсивному окислению поверхности частиц.

Следует отметить, что в каждом цикле колебаний протекают процессы взаимодействия алюминия с окислительной средой (паром). Непрерывное обновление поверхности капли приводит к замешиванию оксидов в объём. Однако, наличие равномерно распределённых в объёме дисперсных частиц оксидов, как и в случае материалов типа САП, не должно приводить к снижению конструкционной прочности, но может приводить к повышению

жаропрочности сплава. К снижению конструкционной прочности приводит только окисление уже не трансформирующейся поверхности частицы.

Экспериментально установлено, что для каждого распыливающего устройства возможно подобрать давления воды, при которых достигается некоторое рассогласование между возникающими в потоке воды частотами и собственными частотами резонатора. При таких давлениях коэффициент усиления колебаний K_j недостаточно велик, развитие резонансных колебаний в капле до деления в каждом цикле протекает за более длительное время и к последнему циклу колебаний капля уже значительно переохлаждена. Как известно, алюминиевые сплавы могут быть переохлаждены на 400° [2]. Такое глубокое переохлаждение приводит к смене механизма охлаждения поверхности частицы с плёночного на пузырьковое кипение, которое характеризуется на порядки более высокими коэффициентами теплоотдачи. Именно в этом случае минимизируется время контакта поверхности частиц порошка с окислительной средой при высоких температурах.

Реализация развитых представлений о процессе диспергирования струи металла водой дала возможность получения порошков алюминиевых сплавов, толщина оксидной плёнки на поверхности которых не превышает 1,8 нм [3]. Показано, что использование традиционных методов порошковой металлургии позволяет получать из порошков сплава АК6 заготовки с уровнем физико-механических характеристик, не уступающих по свойствам заготовке, полученной горячей деформацией слитка [3].

Выводы. Акустические колебания среды возбуждают в капле вынужденные колебания. В случае близости частот акустических колебаний среды и собственных колебаний капли происходит деление первичной капли на вторичные в результате развития резонансных процессов. Полиmodalность наблюдаемого гранулометрического состава обусловлена частотным спектром акустической среды.

Установлено, что максимальная скорость охлаждения капель и частиц достигается при некотором рассогласовании спектра акустических колебаний среды с частотами собственных колебаний капли.

Необходимое рассогласование частот при проектировании установок распыления позволит обеспечить низкую энергоёмкость процесса диспергирования металлических жидкостей. На действующих установках необходимое рассогласование частот достигается путём подбора скоростей потока.

Сформулированные принципы управления технологическими параметрами процесса получения порошков алюминиевых сплавов позволили изготовить из высококачественных порошков заготовку методами традиционной порошковой металлургии. Уровень механических характеристик материала порошковой заготовки не уступает уровню свойств материала, полученного горячей деформацией слитка [3].

Полученные результаты открывают новые возможности при создании дисперсноупрочнённых алюминиевых сплавов для аэрокосмической техники.

Библиографические ссылки

1. Хэтч Дж. Е. Алюминий свойства и физическое металловедение. Справочник пер. с англ. - М.: Металлургия, 1989. - 395 с.
2. Добаткин В.И. Гранулируемые алюминиевые сплавы / В.И. Добаткин, В.И. Елагин. - М.: Металлургия, 1981. - 176 с.
3. Федорова М. В., Санин А. Ф., Леднянский А. Ф., Симонов В. С. Разработка технологии получения порошковых заготовок из водораспыленных порошков алюминиевых сплавов / М. В. Федорова, А. Ф. Санин, А. Ф. Леднянский, В. С. Симонов // Теория и практика металлургии. – Днепропетровск, 2013. – 5-6 (94-95). – С. 116-121.
4. Ничипоренко О. С. Распылённые металлические порошки / О. С. Ничипоренко, Ю. И. Найда, А. Б. Медведовский. – Киев: «Наукова думка», 1980. - 240 с.
5. Витман Л.А. Распыливание жидкости форсунками / Л.А. Витман, Б.Д. Кацнельсон, И.И. Палеев. - М.: ГЭИ, 1962. - 256 с.
6. Федорова М. В., Санин А. Ф., Получение порошков алюминиевых сплавов для изготовления конструкционных деталей / М. В. Федорова, А. Ф. Санин // Вісник ДНУ. Ракетно-космічна техніка.; № 4, выпуск 17, том 2. – Днепропетровск, 2013. – С. 159-167
7. Рэлей Д.В. Теория звука - М.: ОГИЗ, 1944. – Том 2. 395 с.
8. Пажи Д.Г. Основы техники распыливания жидкостей / Д.Г. Пажи, В.С. Галустов. - М.: Химия, 1984. - 256 с.
9. Коровина Н.В. Создание аэрозольных сред с помощью автономных распылительных устройств, их эволюция и распространение в замкнутых объёмах. Диссертация. – Бийск, 2014. – 120 с.
10. Терновой Ю. Ф. Инженерные расчёты технологических процессов распыления расплавленных металлов / Ю. Ф. Терновой, С. С. Кудиевский, Н. Н. Пашетнева. – Запорожье: Издательство Запорожской государственной академии, 2005. – 149 с.
11. Гессингер Г.Х. Порошковая металлургия жаропрочных сплавов; пер. с англ. - Челябинск: Металлургия, 1988. - 320 с.
12. Физическая модель дробления жидкой капли в высокоскоростном потоке: материалы международной конференции «Порошковая металлургия: современное состояние и будущее» (22-25 апр. 2014 г., Киев). / НАНУ ИМП им. И.Н. Францевича. - К., 2014. - С. 32
13. Демкин Н.Б. Контактное шероховатых поверхностей. - М.: Наука, 1970. - 227 с.

Надійшла до редколегії 13.05.2015

УДК 629.1

М.П. Сало*, Г.М. Иваницкий*, А.Г. Налета*, А.В. Сичевой**

** ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля»*

*** Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара*

КОМПЛЕКСНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ТОПЛИВОПОДГОТОВКИ. ПЕРСПЕКТИВЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ

Систематизированы методы подготовки топлив. Проведен их комплексный анализ. Методы классифицированы по способам контакта фаз «газ-жидкость». Приведены принципы повышения эффективности массообменных процессов.

Для интенсификации процессов предложен метод барботажа через газоструйные стержневые излучатели. Предложены расчетные зависимости основных конструктивных характеристик излучателей, а также диаметра образующихся пузырей. Приведены результаты испытаний ультразвукового излучателя.

Ключевые слова: топливо, концентрация, влагосодержание, насыщение, дегазирование, массообмен, барботаж, газоструйный стержневой излучатель.

Систематизовано методи підготовки палив. Проведено їх комплексний аналіз. Методи класифіковано по способах контакту фаз «газ-рідина». Наведено принципи підвищення ефективності масообміну.

Для інтенсифікації процесів запропоновано метод барботажу через газоструйні стрижневі випромінювачі. Запропоновано розрахункові залежності основних конструктивних характеристик випромінювачів, а також діаметру бульбашок, що утворюються. Приведено результати випробувань ультразвукового випромінювача.

Ключові слова: паливо, концентрація, насичення, вологонасичення, дегазування, масообмін, барботаж, газоструйний стрижневий випромінювач.

The methods of preparation of fuels are systematized. Their complex analysis is conducted. Methods are classified on the methods of contact of phases «gas-liquid». Principles of increase of efficiency of mass transfer processes are resulted.

For intensification of processes the method of bubbling is offered through the jet-edge rod generator. Calculation dependences of basic structural characteristic emitters are offered, and also diameter of appearing bubbles. The results of tests of ultrasonic emitter are resulted.

Keywords: fuel, concentration, moisture content, saturation, degassing, mass transfer, bubbling, jet-edge rod generator.

Высококипящие компоненты жидкого ракетного топлива (КЖРТ) — азотный тетраоксид (АТ), несимметричный диметилгидразин (НДМГ), керосин РГ-1 нашли широкое применение в ракетно-космической технике. Эти топлива являлись основой боевых ракет, а в настоящее время применяются на таких ракетно-космических комплексах как «Циклон», «Протон», «Рокот», «Зенит» и т.п.

Одной из важных задач, решаемых средствами заправки ракет-носителей (РН), является обеспечение требуемых параметров компонентов топлив,

которые достигаются в процессе топливоподготовки. В общем случае, цель топливоподготовки — обеспечение необходимого влаго- и газосодержания топлив.

В условиях производства, транспортирования и хранения ракетные топлива АТ и НДМГ содержат растворенный газ — азот [1, 2, 3], количество которого определяется условиями эксплуатации и может колебаться в пределах от 0,18 до 0,31 кг/м³, а влагосодержание в керосине может достигать 0,015 % по массе топлива [4]. Эти уровни влаго- и газосодержания, как правило, оказываются непригодными для заправки баков РН.

Известно, что растворенный воздух отрицательно влияет на некоторые эксплуатационные свойства углеводородных топлив, прежде всего на их прокачиваемость [5]. Так, при понижении внешнего давления (с увеличением высоты полета летательного аппарата) растворимость воздуха в топливе уменьшается — воздух начинает выделяться, унося с собой пары топлива. В этих условиях по топливной системе будет перекачиваться неоднородная жидкость (смесь жидкости и парогазовых пузырей). Объем парогазовой фазы может достигнуть такой величины, что может нарушить нормальную работу насосов, вплоть до кавитационного срыва [3, 6]. Образование и исчезновение пузырьков в системе подачи топлива приводит также к возникновению колебаний давления, которые влияют на процессы, происходящие в камере сгорания, и устойчивость горения [7].

Например [8], наличие 1% свободных газовых включений в топливе снижает коэффициент быстроходности насоса на 13%, а их увеличение до 3...5% приводит к срыву устойчивости работы насосов, неустойчивости рабочего процесса в двигателе, забросам давления в камере сгорания и другим неисправностям.

Кроме этого, для безопасной и надежной эксплуатации РН большое значение имеет влагосодержание углеводородных топлив и обусловленные изменением температур такие явления, как: переход растворенной воды в свободное состояние; переход капель воды, выделившихся из топлива, в кристаллы льда; образование инея на стенках емкостей и т. п. Так, например, кристаллы льда приводят к забивке фильтров, применяемых в гидросистемах ЛА, что оказывает негативное влияние на перекачку топлив [9, 10, 11].

В силу указанных особенностей, топливоподготовка является обязательным комплексом мероприятий в наземном технологическом оборудовании, которая направлена на достижение требуемых параметров КЖРТ перед заправкой РН.

Применительно к нижним ступеням РН допустимое количество растворенного азота в топливе лимитировано величиной не более 0,22 кг/м³ для АТ и не более 0,12 кг/м³ для НДМГ [12]. Эти требования регламентированы эксплуатационными характеристиками маршевых ЖРД, исходя из их однократного включения. Для ступеней с многократным включением маршевого двигателя эксплуатирующихся в условиях, близких к невесомости, значение остаточной концентрации растворенного азота составляет не более

0,04 кг/м³. Помимо этого предъявляются требования по исходному газонасыщению гелием, концентрация которого колеблется в пределах от 0,0035 до 0,006 кг/м³ [13].

Для обеспечения прокачиваемости через фильтры заправочных и бортовых топливных систем охлажденного (до минусовых температур) керосина требуется снижение содержания свободной и растворенной воды до значений не более 0,0004% по массе топлива [14]

Из-за больших масс заправляемого в баки ракет топлива (десятки и сотни тонн) процессы массообмена при подготовке КЖРТ к применению являются одними из наиболее энергоемких и длительных, требующих определения рациональных технологий и режимов проведения этих процессов средствами стартовых и технических комплексов космодромов.

В мировой практике для подготовки топлив применяется ряд технологических методов, позволяющих дегазировать (обезвожить), а также насытить КЖРТ газами. На рис. 1 представлены наиболее распространенные методы подготовки топлив по данным [15].

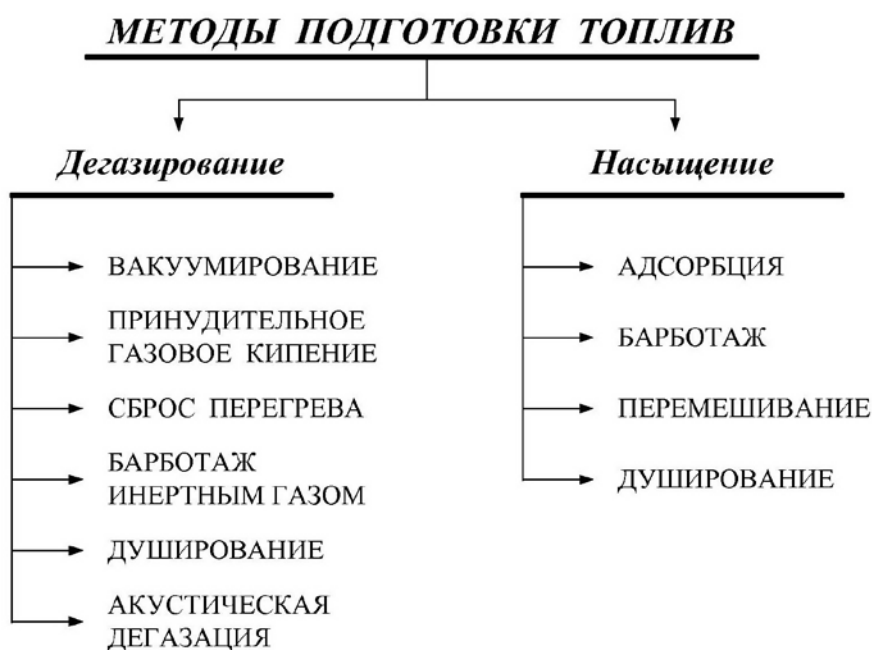


Рисунок 1

Проведенный анализ методов подготовки топлив [13, 15, 16, 17, 18, 19, 20] показал следующее.

МЕТОДЫ НАСЫЩЕНИЯ

- **Адсорбция** заключается в наддуве емкости газом до некоторого избыточного давления вследствие чего возникает движущая сила — диффузия газа в жидкость. Для достижения равновесного состояния требуется значительное количество времени. Например [21], в баке объемом 5,575 м³ состоящем из нижнего и верхнего сферических днищ радиусом 1 м, объединенных цилиндрической проставкой высотой 0,27 м и заполненном АТ на 90% равновесное состояние при растворении гелия достигается за ~300ч, а

азота $\sim 70\%$. При отсутствии перемешивания диффузионные процессы протекают медленно и поэтому на практике этот способ не применяется.

- **Перемешивание** заключается в том, что емкость наддувается до равновесного состояния. Затем происходит интенсивное перемешивание насосом по замкнутому контуру до тех пор, пока не установится постоянное давление. Организация данного вида насыщения предъявляет особые требования к напорной характеристике насоса и конструкции отверстий в напорной трубе. Они должны быть такими, чтобы затопленные струи достигали поверхности жидкости. Тогда захват частиц газа и перенос их во всю массу жидкости будет происходить интенсивно.

- **Барботаж** состоит в пропускании газовых пузырей через слой топлива. Поскольку поверхность газовых пузырей намного больше свободной поверхности жидкости и движение пузырей перемешивает жидкость, то время насыщения намного меньше, чем при адсорбции. Данный вид насыщения весьма эффективен. Для правильной организации процесса, к конструкции барботажных коллекторов и их количеству предъявляются требования по обеспечению перекрытия соседних потоков газа для устранения, так называемой технологической неравновесности, возникающей за счет неполного охвата объема устройства факелом газовых пузырей [22]. В противном случае потребуется нейтрализация большого количества удаляемых паров КЖРТ.

- **Душирование** заключается в распылении топлива через форсунки в газовом объеме емкости. При распылении образуется большая поверхность массообмена и время процесса сокращается. Для достижения требуемого уровня насыщения требуется определенное количество циклов прокачки, зависящих от напорной характеристики насоса и конструкции форсунок.

МЕТОДЫ ДЕГАЗИРОВАНИЯ

Эффективность способа дегазирования характеризуется рядом показателей: скоростью выделения растворенного газа из топлива, т.е. кинетикой процесса; количеством образующихся паров КЖРТ; значением нижнего предела остаточной концентрации растворенного газа; возможностью дегазирования большого количества КЖРТ; сохранением легких фракций в КЖРТ после вакуумной обработки; долей времени дегазирования в циклограмме подготовки к заправке и др.

- **Вакуумирование** заключается в создании с помощью вакуумной установки пониженного давления в газовом объеме емкости. Парциальное давление газа над жидкостью падает, возникает разность концентраций и газ выделяется из топлива. Данный вид дегазирования можно использовать для задач частичного насыщения, однако для глубокого дегазирования он малоэффективен в связи с деактивацией части потенциально активных центров образования газовых пузырьков.

- **Душирование** позволяет интенсифицировать процесс дегазации за счет увеличения поверхности массообмена при распылении топлива через форсунки в сочетании с вакуумированием газового объема емкости. Недостаток —

невысокая степень дегазирования. При однократном прокачивании топлива концентрация растворенного газа уменьшается на $\sim 1/3$ от исходной.

Непрерывное вакуумирование при душировании нежелательно, так как возникают большие потери топлива на испарение. Для этого нужны высокопроизводительные насосы, быстрота откачки которых превышала бы скорость образования пара.

- **Барботаж инертным газом** заключается в продувке топлива гелием, обладающим малой растворимостью в широком классе топлив. Поэтому операцию иногда называют «гелированием». Так как гелий плохо растворим, то суммарный эффект приводит к дегазированию [23]. Недостаток способа — значительный расход гелия и его дороговизна. На «гелирование» 1 м^3 топлива необходимо затратить примерно 2 кг гелия.

Применительно к процессу обезвоживания керосина технология барботажа сухим азотом обладает преимуществом по сравнению с технологией сброс-пересыщение по удельным затратам азота, но уступает по удельным затратам времени.

- **Сброс перегрева** заключается в подогреве топлива с последующим сбросом давления в заранее отвакуумированную буферную емкость. Давление в емкости заполненной топливом быстро падает и происходит его вскипание по всему объему — взрывная декомпрессия. Большая поверхность массообмена обеспечивает глубокую дегазацию жидкости. Образующиеся пары конденсируются в азотной ловушке. Цикл повторяется несколько раз до получения заданной остаточной концентрации растворенного газа. Недостатки способа: необходимость нейтрализации большого количества паров при дегазировании топлив с относительно высокими значениями давления насыщенных паров ($P_s > 10^4$ Па при $t = 20^\circ\text{C}$); низкая эффективность при дегазировании больших количеств КЖРТ.

- **Принудительное газовое кипение** представляет комбинацию продувки топлива гелием с непрерывным вакуумированием газового объема. Расход гелия не должен превышать расхода вакуумной установки. Для исключения парового кипения, сопровождающегося повышенным уносом КЖРТ, в свободном объеме поддерживается некоторое парциальное давление газа сверх давления насыщенных паров $P_{\text{вак.}} = P_s + (\sim 0,1) \text{ атм}$. По сравнению со сбросом перегрева время дегазирования сокращается примерно в 10 раз. Применимость данного метода лимитирована малыми размерами емкостей топливоподготовки от $0,5$ до 5 м^3 и повышенным уносом паров.

- **Акустическая дегазация** представляет собой генерацию в топливе звуковых колебаний достаточно высокой частоты и интенсивности, приводящих к акустической кавитации с образованием пульсирующих парогазовых пузырьков. Разновидность данного вида дегазации мало пригодна для процесса топливоподготовки, обеспечивающего малое остаточное газосодержание, что связано с односторонней диффузией газа в газовые пузырьки. Кроме того, с увеличением глубины дегазирования эффективность данного способа существенно понижается.

На основании проведенного анализа можно сделать вывод, что каждый из методов дегазирования и насыщения обладает как рядом достоинств, так и рядом недостатков, основными из которых являются: длительность процесса, унос большого количества паров, малые объемы подготавливаемого топлива, а также реализация специальных требований по конструктивному исполнению устройств дегазирования и насыщения.

Учитывая большой объем работ, проводимых по подготовке РН к старту, ограниченные временные интервалы их выполнение на технических и стартовых комплексах космодромов, высокую плотность размещения наземного технологического оборудования на стартовых комплексах, разработка новых высокоэффективных технологий подготовки топлив является важной задачей создания средств заправки РН.

Целью данной работы является разработка перспективной технологии подготовки топлив в сочетании с конструктивными мероприятиями, позволяющими ускорить процессы насыщения (обезвоживания) и десорбции газов из топлива с минимальными потерями топлива и сжатых газов. Для анализа процесса топливоподготовки рассмотрим тепло– и массообмен в емкости при дегазировании/насыщении КЖРТ.

Изменение текущей концентрации растворенного газа в жидкости может быть определено из баланса масс [17]:

$$\frac{dm_i}{dt} = -V_{\text{ж}} \cdot \frac{dC}{dt} \quad (1)$$

$$\frac{dm_i}{dt} = \beta \cdot \sum F \cdot (C_{\tau} - \chi(T) \cdot p_i) \quad (2)$$

где $\sum F$ — суммарная поверхность массообмена; β — коэффициент массообмена; $\chi(T)$ — коэффициент растворимости (Генри) газа; p_i — парциальное давление газа в свободном объеме емкости.

После преобразований уравнений (1) и (2), для случая десорбции газов получим:

$$C_{\tau} = \chi(T) \cdot p_i + (C_0 - \chi(T) \cdot p_i) \cdot e^{-\frac{\beta \cdot \sum F \cdot \tau}{V_{\text{ж}}}} \quad (3)$$

Для случая сорбции газов, когда:

$$C_{\tau} = \chi(T) \cdot p_i - (\chi(T) \cdot p_i - C_0) \cdot e^{-\frac{\beta \cdot \sum F \cdot \tau}{V_{\text{ж}}}} \quad (4)$$

Граничными условиями для уравнений (3), (4) являются $\tau = 0$; $C_{\tau 0} = C_o$; $\tau = \infty$; $C_{\tau \infty} = C_k = \chi(T) \cdot p_i$.

Таким образом, текущая концентрация растворенного газа при дегазировании и насыщении зависит от комплекса $\beta \cdot \Sigma F / V_{ж}$, характеризующего условия массообмена [18]. С увеличением поверхности массообмена и величины коэффициента массообмена эффективность процесса возрастает.

Проведенный анализ принципов повышения эффективности массообменных процессов показал, что основными направлениями являются [15]:

- увеличение удельной поверхности контакта фаз;
- повышение эффективности перемешивания;
- совершенствование способов контакта фаз;
- использование нестационарных режимов межфазного обмена, обеспечивающих достижение мгновенных значений коэффициента массопередачи;
- проведение процессов массообмена в условиях гидродинамической неустойчивости межфазной поверхности.

Наряду с приведенными принципами повышения эффективности процессов массообмена, решающим фактором является выбор способа смешения фаз, а также устройство для его реализации.

Таким образом приведенные выше методы насыщения/дегазирования можно классифицировать по способам смешения — способам контакта фаз «газ-жидкость»:

- разбрызгивание;
- кипячение;
- пневматическое перемешивание (барботаж);
- струйное смешение;
- смешение за счет внешних полей и физико-химических особенностей смешиваемых сред.

В отличие от пневматического способа смешения, использующего в качестве движущей силы энергию сжатого газа, реализация остальных способов смешения требует наличия насосов для перекачивания топлива, вакуумных насосов, теплообменников, генераторов звуковых колебаний и т.п., что в свою очередь накладывает определенные требования к подбору характеристик данного оборудования.

Пневматический способ весьма прост и эффективен. Имеет наибольшее распространение среди способов смешения фаз.

В сочетании с конструктивными аспектами основным недостатком является то, что практически невозможно создать пузырьки малого диаметра для организации развитой удельной поверхности контакта фаз «газ-жидкость» [22].

В технике известен способ интенсификации барботажа посредством диспергирования газовой фазы с помощью вибрирующего капилляра [24, 25, 26]. Этот способ позволяет в широком диапазоне варьировать параметрами диспергируемой фазы (диаметром пузырей, скоростью относительного движения фаз). Установлено, что наличие вибраций приводит к уменьшению отрывного диаметра пузырька и уменьшению расхода газа, при котором начинается режим цепочки пузырей. Генерация частот в диапазоне от 20 до 80 Гц позволяет получить однородные пузырьки диаметром от 3 до 1 мм соответственно.

Иным способом дробления барботажного газа является создание звуковых и вибрирующих воздействий мембраной, под которой установлен источник звуковых колебаний [27]. Проведенные исследования показали, что звуковые колебания резонансной частоты 48 Гц вызывают интенсивное диспергирование воздуха из трубы в воду. В результате чего образуются мелкие пузырьки диаметром от 0,2 до 1 мм, что приводит к увеличению поверхности контакта фаз и существенному ускорению процесса массообмена. Однако использование рассмотренных способов интенсификации массообмена, применительно к ракетным топливам, является неприемлемым ввиду их сложности и специфики конструктивного исполнения.

Для интенсификации процесса массообмена авторами работы [28] предложен метод ультразвукового барботажа с использованием специальных газоструйных стержневых излучателей (рис. 2).

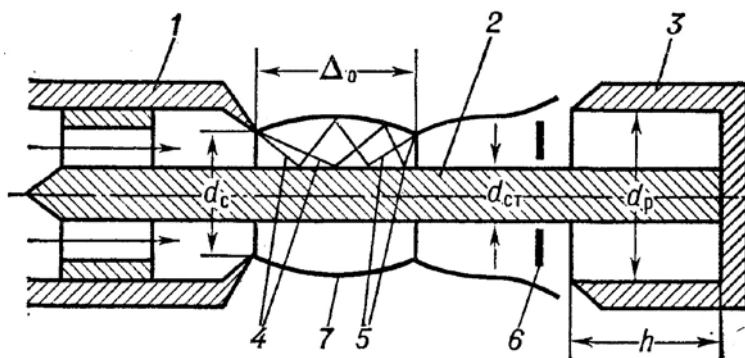


Рисунок 2. Схема стержневого газоструйного излучателя:

1 – сопло; 2 – стержень; 3 – резонатор; 4 – волны разрежения;
5 – косые скачки уплотнения; 6 – отсоединенный скачок
уплотнения; 7 – граница струи (для наглядности резонатор
расположен так, что рабочей является вторая ячейка, хотя
работа осуществляется в первой ячейке).

Метод реализуется при подаче сверхзвуковой струи газа в компонент через излучатель, размещенный в нижней части барботажного слоя. При истечении газа через сопло излучателя сверхзвуковая струя, за счет взаимодействия с резонатором, генерирует интенсивные ультразвуковые колебания, которые приводят к сильной турбулизации среды, дроблению газовых пузырей и, как следствие, к интенсивному массообмену газа с

жидкостью и возникновению устойчивых циркуляционных токов в толще КЖРТ.

В стационарном режиме работы, характерном для работы стержневого газоструйного излучателя, рабочий перепад давлений составляет [29] $p_H = p_O + p_a$ (p_O, p_a – давление на входе в ультразвуковой излучатель и в окружающей среде). Длина первой ячейки недорасширенной струи газа Δ_0 вытекающей из сопла диаметром d_c с центральным стержнем d_{CT} , выражается зависимостью:

$$\Delta_0 = 1,1 \cdot (d_c - d_{CT}) \cdot \left(1 + 0,8 \cdot \frac{d_{CT}}{d_c} \right) \cdot \sqrt{\frac{p_H - 0,9}{p_H}} \quad (5)$$

При этом частота генерации определяется по формуле:

$$f = \varphi \cdot \frac{a}{4 \cdot \left[h + 0,4\ell + (d_p - d_{CT}) \cdot \left(0,4 - \frac{0,2 \cdot h}{d_c} \right) \right]} \quad (6)$$

$$\varphi = 0,78 \cdot \sqrt[3]{p_H - 0,93} \quad (7)$$

где d_p, d_c, d_{CT} — диаметры резонатора, сопла и стержня; h — глубина резонатора; ℓ — расстояние между кромками сопла и резонатора; a — скорость звука в газе; φ — поправочный коэффициент; f — оптимальная для процессов массообмена частота генерации; Δ_0 — длина первой ячейки недорасширенной струи газа.

Максимальная мощность в газоструйных излучателях достигается при $h \approx \ell$ и соотношении $d_p/d_c = 1,6$. При этом существует две области, равноценные по мощности, но отличающиеся по частоте генерации и по направлению выхода отработанного газа:

— высокочастотная область (рис. 3а) характеризующейся параметрами настройки $(\ell_1 + h_1) = 1,3 \cdot \Delta_0$ и выбросом газа от резонатора к соплу (обратный выброс);

— низкочастотная область (рис. 3б) характеризующейся параметрами настройки $(\ell_2 + h_2) = 2 \cdot \Delta_0$ и выбросом газа от сопла (прямой выброс).

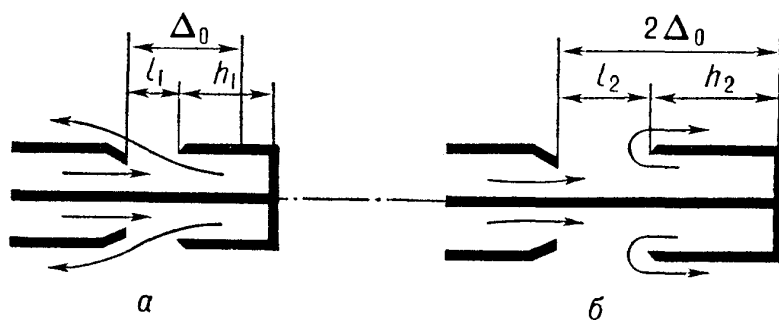


Рисунок 3

Для условий работы излучателя под слоем жидкости более выгодным, с точки зрения устойчивости процесса генерации колебаний, является низкочастотный режим с рабочим диапазоном от 10 до 20 кГц.

Диаметр образующихся пузырей газа при ультразвуковом барботаже может быть определен по зависимости [30].

$$d_{уз} \approx 1,46 \cdot \sqrt[3]{\frac{\sigma_{ж}}{f^2 \cdot \rho_{г}}} \quad (8)$$

где $\sigma_{ж}$ — коэффициент поверхностного натяжения жидкости; f — частота генерации колебаний; $\rho_{г}$ — плотность газа истекающего из сопла.

На рис. 4 приведены зависимости диаметров образующихся пузырьков газа при ультразвуковом барботаже азотного тетраоксида, несимметричного диметилгидразина и воды, где 1 — вода; 2 — АТ; 3 — НДМГ, керосин.

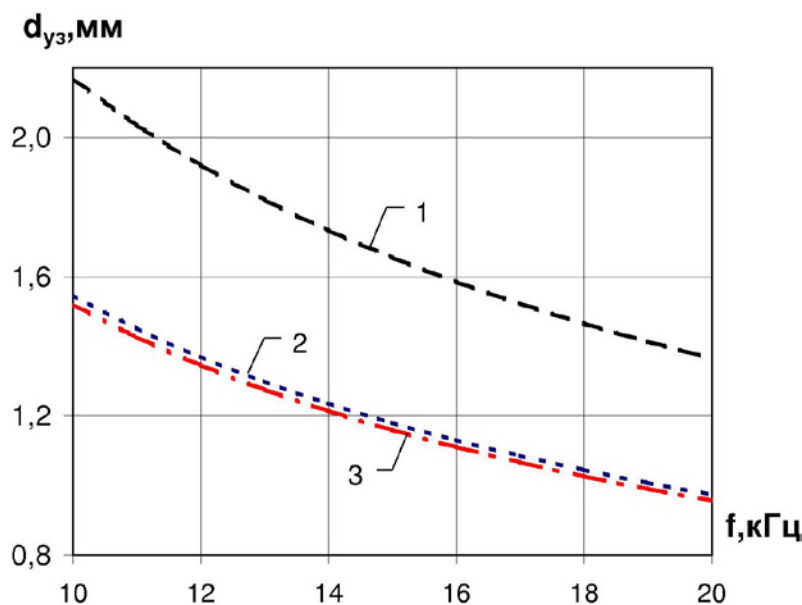


Рисунок 4

Таким образом в условиях постоянной организации ультразвукового барботажа в топливе образуется большое количество всплывающих однородных пузырей, диаметром $\sim (1\div 2)$ мм.

Для устранения технологической неравновесности, возникающей за счет неполного охвата объема устройства потоком газовых пузырьков, необходимо обеспечить перекрытие соседних потоков барботируемого газа. С целью реализации данного требования, соседние ультразвуковые излучатели необходимо располагать на расстоянии от 0,5 до 0,8 м друг от друга [22].

Расчеты, проведенные для определения эффективности излучателей, показали [28], что в сравнении с наиболее распространенными методами барботажа, время на подготовку топлива сокращается в ~ 13 раз, а экономия барботируемого газа в ~ 2 раза.

Подтверждение работоспособности и определение режимов работы ультразвукового излучателя (рис. 5), установленного под слой воды показали [31], что:

- при давлении воздуха на входе излучатель до 3 кгс/см^2 наблюдается формирование газового факела. Наблюдались деформированные, неустойчивые грибовидные и торообразные пузыри;
- в диапазоне входных давлений от 3 до 4 кгс/см^2 наблюдался переходной режим с образованием эллиптических и отдельных сферических пузырей диаметром до 5 мм;
- при входном давлении от 4 кгс/см^2 и выше наблюдалась стабильная работа излучателя с образованием газожидкостного факела имеющего мелкопузырчатую структуру (диаметр пузырей ~ 2 мм).

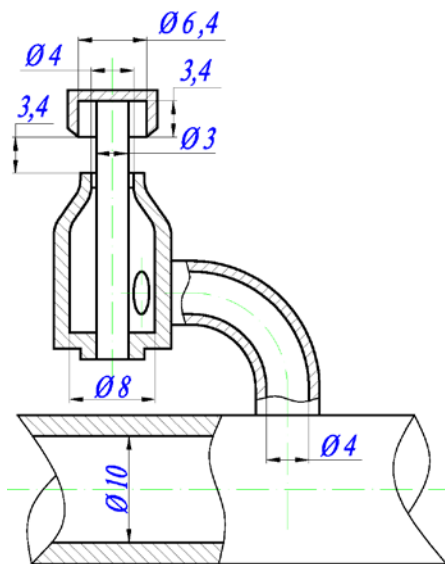


Рисунок 5

Таким образом в настоящей статье:

- приведены факторы ухудшения эксплуатационных характеристик высококипящих топлив, а также ограничения по количеству и составу растворенных газов и влаги;

- систематизированы наиболее распространенные методы подготовки топлив. Проведен их комплексный анализ;
- методы подготовки топлив классифицированы по способам смешения – способам контакта фаз «газ-жидкость»;
- приведены принципы повышения эффективности массообменных процессов;
- для интенсификации процессов предложен метод ультразвукового барботажа с использованием специальных газоструйных стержневых излучателей. Предложены расчетные зависимости основных конструктивных характеристик излучателей, а также диаметра образующихся пузырей;
- проведены испытания по определению работоспособности и режимов работы ультразвукового излучателя, установленного под слой воды, которые подтвердили правильность принятых проектных решений.

Библиографические ссылки

1. Мошкин Е.К. Нестационарные режимы работы ЖРД/ Е.К. Мошкин. — М.: Машиностроение, 1970. — 336с.
2. Лаурсабов К.А. Летные испытания ЖРД/ К.А. Лаурсабов, Л.В. Пронь, А.В. Сердюк. — М.: Машиностроение, 1977. — 189с.
3. Петров В.И. Кавитация в высокооборотных лопастных насосах / В. И. Петров, В.Ф. Чебаевский. — М.: Машиностроение, 1982. — 192 с.
4. Кобызев С.В. Построение рациональной схемы подготовки углеводородного горючего по температуре и влагосодержанию с использованием жидкого и газообразного азота на стартовом и техническом комплексах космодрома/ С.В. Кобызев, А.В. Золин, В.В. Чугунков // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. — № 10. Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/486647.html>
5. Лещинер Л. Б. Проектирование топливных систем самолетов/ Л.Б. Лещинер, И.Е. Ульянов. — М.: Машиностроение, 1975. — 344 с.
6. Аксенов А. Ф. Авиационные топлива, смазочные материалы и специальные жидкости. Изд. 2-е, перераб. и доп. / А. Ф. Аксенов. — М.: Транспорт, 1970. — 225 с.
7. Ракетные двигатели/ М. Баррер, А Жоммот, Б.Ф. Вебек, Ж. Ванденкеркхове. — М.: Оборонгиз, 1962. — 800 с.
8. Венгерский Э.В. Гидродинамика двухфазных потоков в системах питания энергетических установок/ Э.В. Венгерский, В.А. Морозов, Г.Л. Усов. — М.: Машиностроение, 1982. — 128с.
9. Большаков Г. Ф. Восстановление и контроль качества нефтепродуктов. Изд. 2-е, перераб. и доп. / Г. Ф. Большаков. — Л.: Недра, 1982. — 350 с.
10. Белянин П. Н. Промышленная чистота машин / П. Н. Белянин, В. М. Данилов. — М.: Машиностроение, 1982. — 224 с.

11. Химотология в гражданской авиации : Справ. / В. А. Пискунов, В. Н. Зрелов, В. Т. Василенко и др. — М. : Транспорт, 1983. — 248 с.
12. Расчетная оценка и экспериментальная проверка технологии дегазирования и гелирования КРТ для заправки РН «Циклон-4» : Техническая справка «Циклон-4». 22.6849.123 СТ / ГП «КБ «Южное». — 2005. — 29 с.
13. Сало М.П. Методы подготовки топлив по газосодержанию и пути их совершенствования./ М.П. Сало, А.Г. Налета, Г.М. Иваницкий. Труды VI Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. «Молодежь. Техника. Космос». — СПб.: БГТУ, 2014. — С. 37—38.
14. Александров А.А. Методика выбора рациональных режимов охлаждения углеводородного горючего стартовым оборудованием перед заправкой топливных баков ракеты-носителя/ А.А. Александров, Р.А. Гончаров, В.А. Игрицкий, В.В. Чугунков // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. — № 1 — С. 40—46.
15. Сало М.П. Методы подготовки ракетных топлив и пути их совершенствования/ М.П. Сало, А.Г. Налета// Электронный журнал «Труды МАИ». 2014. — Выпуск № 74. Режим доступа <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49289>
16. Хлыбов В.Ф. Основы устройства и эксплуатации заправочного оборудования/В.Ф. Хлыбов. — М.: Изд-во РВСН имени Петра Великого, 2003. — 248с.
17. Ермашкевич В.Н. Гидро— и термодинамика насосных систем энергоустановок на четырёхокси азота/ В.Н. Ермашкевич; под ред. Л.Л. Васильева. — Мн.: Наука и техника. 1987. — 287с.
18. Шлейфер А.А. Перспективные технологии подготовки топлив с улучшенными эксплуатационными свойствам/ А.А. Шлейфер, А.Н. Литвинов — Ульяновск, 1989. — 215с.
19. Александров А.А. Сравнительный анализ технологий обезвоживания ракетного топлива с применением азота для наземных комплексов космодромов/ А.А. Александров, А.В. Золин, С.В. Кобызов, В.В. Чугунков // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2013. — № 1 — С. 12—22.
20. Испытания жидкостных ракетных двигателей/ А.Е. Жуковский, В.С. Кондрусев, В.Я. Левин, В.В. Окорочков; под ред. В.З. Левина. Учеб. пособие для авиац. специальностей вузов. — М.: Машиностроение, 1981. — 199с.
21. Сало М.П. Массообмен газа с топливом в баке верхней ступени при стоянке ракеты-носителя/ М.П. Сало, А.В. Сичевой. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. — Д.: Пороги, 2012. — Том XIV. — С. 58-70.
22. Сало М.П. Методический подход к расчету и выбору параметров барботажной системы топливоподготовки/М.П. Сало, А.В. Сичевой// Техническая механика. — 2014. — №2 — С. 52 – 62.

23. Сало М.П. Метод повышения эксплуатационных характеристик топлива для ЖРД космических ступеней /М.П. Сало, А.В. Костюк, Г.М. Иваницкий, В.Н. Ошанин // Научно-технический сборник «Космическая техника. Ракетное вооружение». – Государственное предприятие «КБ «Южное», Днепропетровск, 2007. – С. 51 – 57.

24. Грачев И.С. Динамика образования пузырьков на вибрирующем капилляре/ И.С. Грачев, Д.Т. Кокорев, В.Ф. Юдаев// Инженерно-физический журнал. — 1973. — Том XXV — №3 — С. 424 – 429.

25. Грачев И.С. Образование пузырька газа у вибрирующего капилляра, затопленного в жидкости/ И.С. Грачев, Д.Т. Кокорев, В.Ф. Юдаев// Инженерно-физический журнал. — 1976. — Том XXX — №4 — С. 665 – 670.

26. Грачев И.С. К расчету вибродиспергирующих устройств/ И.С. Грачев, Гукасов Н.А.// Инженерно-физический журнал. — 1979. — Том XXXVI — №1 — С. 107 – 109.

27. Шетанков О.К. Влияние резонансных звуковых колебаний на массообмен между ограниченным объемом газа и жидкости/ Промышленная теплотехника. Науч.-прикл. журнал. — 1979. — Том 1 — №2 — С. 71 – 75.

28. Сало М.П. Способ интенсификации тепло- и массообменных процессов при подготовке КРТ для верхних ступеней РН/ М.П. Сало, Г.М. Иваницкий// Вестник Днепропетровского университета. Ракетно-космическая техника. — 2008. — Вып. 12 т.2. — с. 130-140.

29. Ультразвук. Маленькая энциклопедия/ Гл. ред. И.П. Голямина. — М.: «Советская энциклопедия», 1979г — 400с.

30. Физика и техника мощного ультразвука, т.III. Физические основы ультразвуковой технологии/ Под ред. Л.Д. Розенберга. — М.: Наука. 1970. — 689с.

31. Сало М.П. Экспериментальное исследование стержневых газоструйных излучателей./ М.П. Сало, А.Г. Налета, Г.М. Иваницкий. XVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос»: Збірник тез — Дніпропетровськ, 2014. — С. — 176.

Надійшла до редколегії 30.04.2015 г.

УДК 621.983

М.М. Убизький

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

МЕТОДИКА ЗМЕНШЕННЯ РОЗКИДУ ЗНАЧЕНЬ ЗАЛИШКОВОГО РАДІУСУ ПРИ ЗГИНАННІ ПРОФІЛЬНИХ ЗАГОТОВОК ПРИ ВИГОТОВЛЕННІ ШПАНГОУТІВ

Наведена методика зменшення розкиду значень залишкового радіусу при згинанні профільних заготовок.

Ключові слова: методика, розкид значень, згинання, профільні заготовки.

Приведена методика уменьшения разброса значений остаточного радиуса при изгибе профильных заготовок.

Ключевые слова: методика, радиус, изгиб, профильные заготовки.

Methodology over diminishing variation values remaining radius is brought at the bend of profile purveyances.

Keywords: methodology, radius, bend, profile purveyances.

Для виготовлення заготовок для шпангоутів використовують різні способи згинання. Основними з них є ротаційне згинання (згинання - прокатування), згинання намотування і згинання в штампах.

Масивні шпангоути зварюють з гнутих половин кілець або декількох секторів кілець. З перелічених способів згинання найбільш часто застосовуються, згинання в штампах і ротаційне згинання.

Найактуальніша проблема, незалежно від способу згинання – підвищення точності згинання і відповідне скорочення робіт по розмірному доведенню зігнутих заготовок.

Низька точність вигину пояснюється пружним розвантаженням на пасивній стадії пластичної формозміни, яке завжди супроводить вигин і пов'язане з розвантаженням - зняттям зовнішнього згинаючого навантаження.

Основна мета при розробці і проектуванні технологічних процесів згинання профільних заготовок в тому, щоб забезпечити необхідну точність стиковальних діаметральних розмірів, виключити переробку інструменту для згинання і скоротити доводочні роботи завдяки підвищенню точності розрахунку пружного розвантаження і обґрунтованому призначенню радіусу згинання.

Для зменшення розкиду значень залишкового радіусу застосовуватимемо дві операції згинання, зменшуючи кривизну заготовок на 2-й операції. Радіуси

робочих частин штампів 1-ї і 2-ї операцій призначаються, наприклад $0.8 R_{\text{вир.}}$ і $1.1 R_{\text{вир.}}$.

Існують оптимальні значення радіусів згинання і розгинання заготовок на 1-й і 2-й операціях - r_1 і r_2 , при яких розкид залишкового радіусу заготовок після 2-ї операції мінімальний. Оптимальні значення r_1 і r_2 можна визначити розрахунковим шляхом.

В початкові дані для розрахунку необхідно включити три набори параметрів заготовок: 1-й набір утворюють номінальні (середні) значення розмірів і властивостей заготовок; 2-й – мінімально допустимі розміри поперечного перетину і максимальні показники зміцнення матеріалу; 3-й – максимально допустимі розміри поперечного перетину і мінімальні показники зміцнення.

Допустимі розміри поперечного перетину задаються з урахуванням допусків, функції зміцнення матеріалу в 2-му і 3-му наборах параметрів можна задавати приблизно, умножуючи номінальні значення напружень текучості на коефіцієнти, рівні відповідно 1,1 і 0,9, що відповідає максимальним і мінімальним показникам зміцнення матеріалу.

Перераховані набори параметрів дозволяють моделювати не ідентичність пружного розвантаження різних заготовок: 2-й набір використовується в розрахунку максимального пружного розвантаження, 3-й – мінімального.

Підготувавши початкові дані, необхідно спроектувати пробні варіанти технологічного процесу, відмінні радіусам згинання на 1-й операції.

Розглянемо 4 варіанти з наступними значеннями радіусу r_1 :

$$r_{1,1} = 0,77R_{\text{вир.}}; r_{1,2} = 0,8R_{\text{вир.}}; r_{1,3} = 0,83R_{\text{вир.}}; r_{1,4} = 0,86R_{\text{вир.}}.$$

Другий індекс в позначенні радіусу гнучкості r_1 указує номер варіанту технологічного процесу.

В кожному варіанті розраховується радіус інструменту для згинання 2-й операції: $r_{2,i}$, $i = 1, 2, 3, 4$. Використовуючи 1-й набір параметрів заготовок, в першому наближенні $r_{2,i} = R_{\text{вир.}}$, поступово $r_{2,i}$ уточнюватимемо значення з урахуванням пружного розвантаження, поки не буде набуто значення залишкового радіусу R_2 , достатньо близького до $R_{\text{вир.}}$.

За відсутності міжопераційного відпалу заготовок напруження розгинання, які виникають на другій операції, обчислюються з урахуванням напружень згинання при першій операції $\sigma_{\text{зг } 1}$ і ідеального ефекту Баушингера при переході від пластичного розтягування до стиснення. При цьому використовується функція Φ , яка апроксимує діаграму напружень при розтягуванні.

Після визначення радіусу інструменту для згинання на 2-й операції обчислюємо значення залишкового радіусу R_2 заготовок з екстремальними поєднаннями розмірів і властивостей.

Розкид значень R_2

$$\Delta = \max \left\{ \begin{array}{l} |R_{2,1} - R_{2,2}| \\ |R_{2,2} - R_{2,3}| \\ |R_{2,3} - R_{2,1}| \end{array} \right\}$$

На рис. 1 приведений укрупнений алгоритм обчислення радіусів згинання для 1-ї і 2-ї операцій.

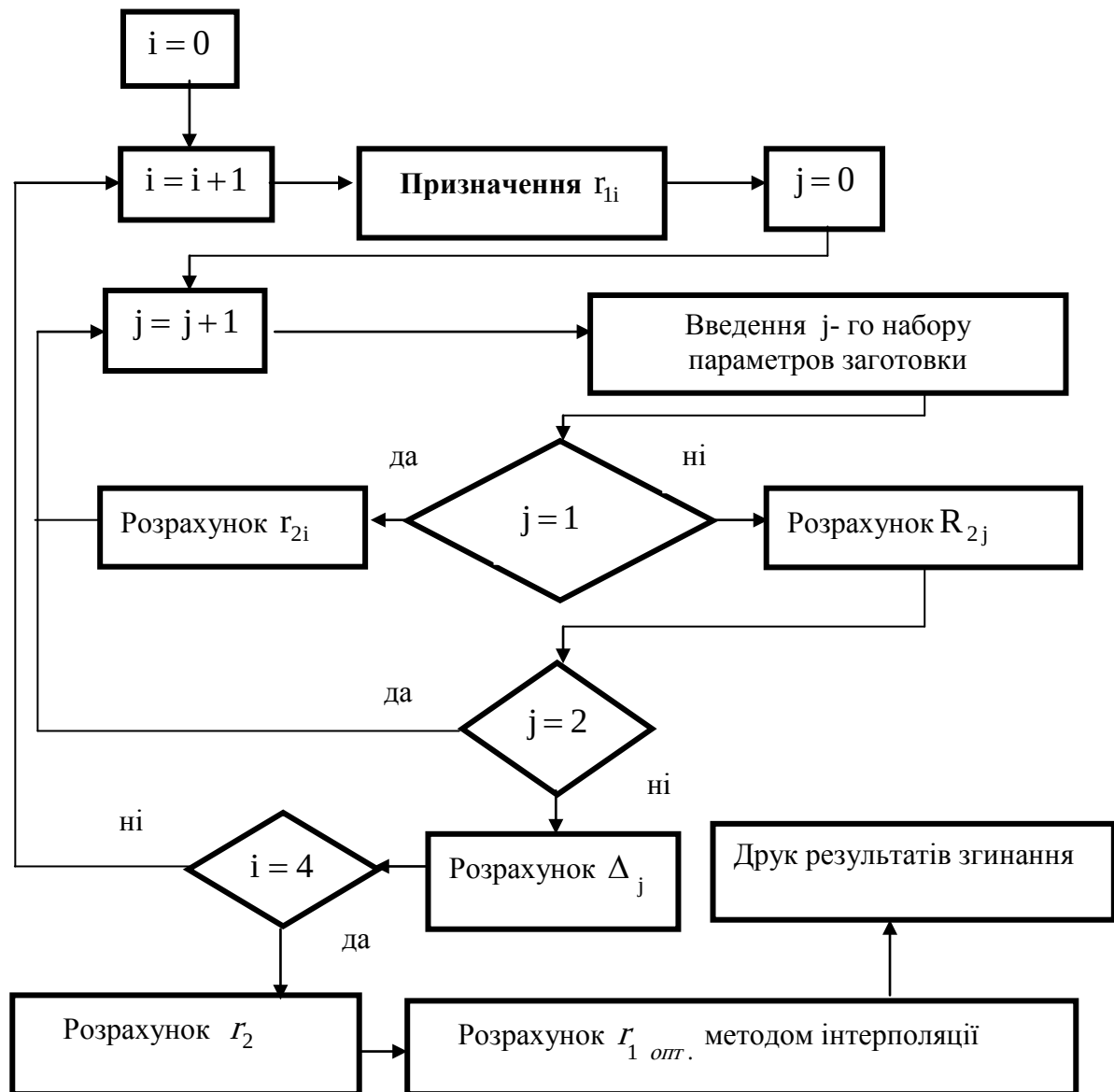


Рис. 1. Укрупнений алгоритм проектування оптимальних процесів згинання заготовок шпангоутів з подальшим частковим розвантаженням

Другий індекс в позначенні залишкового радіусу R_2 - це номер набору параметрів заготовок згідно прийнятої раніше нумерації. Розкид значень визначається в кожному з чотирьох варіантів технологічного процесу, у результаті одержуємо функцію $\Delta_i = \varphi(r_{1,i})$ задану на дискретній безлічі значень $r_{1,i}$. Необхідно знайти оптимальне значення аргументу, що мінімізує величину Δ . Застосуємо метод інтерполяції, замінивши приведену вище функцію Δ_i на зворотну: $r_{1,j} = f(\Delta_i)$, тоді $r_{1,опт.} = f(0)$. Згідно інтерполяційній схемі Горнера [2]:

$$f(0) = r_{1,1} - \Delta_1[f(\Delta_1, \Delta_2) - \Delta_2[f(\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3) - \Delta_3f(\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3, \Delta_4)]]],$$

$$\begin{aligned} \text{де: } f(\Delta_1, \Delta_2) &= \frac{f(\Delta_1) - f(\Delta_2)}{\Delta_1 - \Delta_2}; \\ f(\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3) &= \frac{f(\Delta_1, \Delta_2) - f(\Delta_2, \Delta_3)}{\Delta_1 - \Delta_3}; \\ f(\Delta_1, \dots, \Delta_4) &= \frac{f(\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3) - f(\Delta_2, \Delta_3, \Delta_4)}{\Delta_1 - \Delta_4}. \end{aligned}$$

Після обчислення оптимального значення r_1 - радіусу інструменту 1-ї операції визначається відповідне значення радіусу 2-ї операції r_2 з умови отримання виробів необхідного радіусу при використуванні заготовок з середніми (номінальними) значеннями розмірів і показників зміцнення. Результати експериментальної перевірки інтерполяційного методу підтвердили його ефективність при проектуванні процесів згинання заготовок з подальшим розгинанням (табл. 2.2). Експерименти проводилися на заготовках з таврового профілю (12 шт.), матеріал заготовок – сплав Д16М, товщина стінок – 1,2 мм. Для виключення відмінності в розмірах їх фрезерували по ширині - В і висоті - Н. Радіуси інструментів для згинання, розраховані інтерполяційним методом: $r_1 = 150$ мм, $r_2 = 175$ мм. Як впливає з таблиці 1 розкид значень залишкового радіусу заготовок після першої операції склав - 10,9 мм, а після другої - 0,8 мм.

Таблиця 1

**Значення залишкового радіусу таврових заготовок при згинанні
з подальшим частковим розгинанням**

№ заготовки	Розміри, мм		R_1 , мм	R_2 , мм
	В	Н		
1	19,0	5,9	166,8	168,7
2	18,8	5,8	167,5	169,1
3	19,0	6,5	163,5	169,1

4	16,9	6,8	159,2	168,6
5	17,0	6,0	166,0	168,5
6	17,1	6,8	161,2	168,4
7	15,7	6,1	160,5	168,4
8	15,6	5,8	162,7	169,1
9	15,7	6,2	161,5	168,6
10	13,8	5,2	163,9	168,6
11	13,4	6,8	156,6	169,2
12	13,7	6,4	162,1	168,8

Бібліографічні посилання

1. Малинин Н. Н. Технологические задачи пластичности и ползучести / Н. Н. Малинин. – М.: Высшая школа, 1979. – 120 с.

Надійшло до редколегії 27.04.2015

УДК 621.78

Д.Г. Шерстюк¹, А.В. Кулик¹,
Е.А. Сошников², В.В. Харченко², В.С. Зевако²

¹Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

²Публичное акционерное общество «Украинский научно-исследовательский институт технологии машиностроения»

ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА АМг6

У статті розглядаються характерні особливості та переваги застосування термомеханічного калібрування, як технології яка дозволяє забезпечити точність геометричних параметрів великогабаритних вісесиметричних конструкцій (обичайок).

Використання методу скінчених елементів (МСЕ), за допомогою числових методів вирішення в програмному середовищі ANSYS забезпечило отримання параметрів напружено-деформованого стану обичайок для уточнення параметрів технології термомеханічного калібрування.

Отримані результати моделювання та експерименту показали зростання величини напружень при деформації обичайки та відповідних залишкових напружень

у випадках вихідної несиметричної еліптичності в порівнянні з симетричною конструкцією.

Ключові слова: термомеханічне калібрування, ANSYS, залишкові напруження, несиметрична еліптичність.

В статье рассматриваются характерные особенности и преимущества применения термомеханического калибрования как технологии обеспечивающей точность геометрических параметров крупногабаритных осесимметричных конструкций (обечаек).

Использование метода конечных элементов (МКЭ), с помощью численных методов решения в программной среде ANSYS обеспечило получение параметров напряженно-деформированного состояния обечаек для уточнения параметров технологии термомеханического калибрования.

Полученные результаты моделирования и эксперимента показали увеличение напряжений при деформировании обечайки и соответствующих остаточных напряжений в случаях исходной несимметричной эллиптичности по сравнению с симметричной конструкцией.

Ключевые слова: термомеханическое калибрование, ANSYS, остаточные напряжения, несимметричная эллиптичность.

The article discusses the characteristics and advantages of using the process of thermo-mechanical calibration as technology ensure the accuracy of large-scale axisymmetric structures (shells).

Using the finite element method (FEM) using the numerical methods of solution in a software environment ANSYS provided obtain parameters of the stress-strain state of shells to refine the technology of thermo-mechanical calibration.

The obtained simulation results and experimental results showed an increase in the magnitude of stress during deformation and corresponding residual stresses in cases of asymmetric ellipticity compared to the symmetric of the same magnitude.

Keywords: thermo-mechanical calibration, ANSYS, residual stress, unbalanced ellipticity.

Постановка проблеми

Определение ключевых факторов и особенностей процесса термомеханического калибрования – технологии обеспечивающей точность геометрических параметров крупногабаритных осесимметричных конструкций.

Введение

Крупногабаритные конструкции из алюминиевых сплавов в процессе изготовления подвергаются различным силовым и температурным воздействиям, в результате которых неизбежно возникают и накапливаются остаточные напряжения, приводящие к искажению выходных геометрических параметров. Термомеханическое калибрование является одним из наиболее эффективных методов восстановления геометрических размеров в соответствии с требованиями конструкторской документации.

Процесс термомеханического калибрования осуществляется в жестких чугунных оправках путем нагрева крупногабаритной конструкции до температуры 320°C, при которой сплав АМгб обладает достаточно высокой пластичностью.

В основу процесса термомеханического калибрования заложено использование сил, возникающих при взаимодействии оправки и детали при нагреве их в печи, вследствие значительной разницы в коэффициенте температурного расширения материала детали ($\alpha_{\text{АМг6}}=26,5 \times 10^{-6} \text{ 1/град}$) и материала оправки ($\alpha_{\text{чуг}}=10 \times 10^{-6} \text{ 1/K}$) [1].

В результате силового взаимодействия детали с оправкой восстанавливается её форма и размеры.

Поскольку термокалибрование является термомеханическим процессом, оно также вносит свою долю в уровень и распределение остаточных напряжений в конструкции обечайки. Таким образом, исследование напряженно-деформированного состояния в процессе термомеханического калибрования позволит оценить степень влияния остаточных напряжений на этапах изготовления крупногабаритных конструкций и на их эксплуатационные характеристики. Использование современных методов математического моделирования и разработка метода контроля напряженно-деформированного состояния в процессе термомеханического калибрования обеспечит возможность объективно оценивать полученные данные и оказывать активное влияние на ход самого процесса.

Постановка задачи

Установить с помощью анализа исходных условий и математического моделирования характеристики напряженно-деформированного состояния обечаек для уточнения и коррекции параметров технологии термомеханического калибрования.

Изложение основного материала

В данной работе исследовался процесс термомеханического калибрования обечаек, имеющих форму усеченного конуса с толщиной стенки 22 мм, сваренных из 2-х заготовок (рис.1).

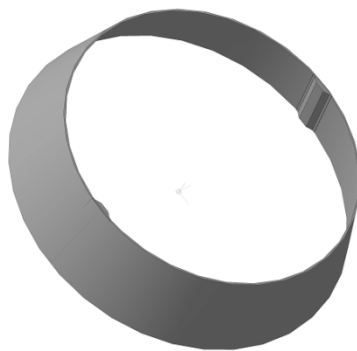


Рис. 1. Заготовка конической обечайки

Сложность и высокая стоимость создаваемых изделий, обуславливает актуальность проведения предварительного моделирования процесса термомеханического калибрования с целью уточнения её параметров при необходимости.

Напряженно-деформированное состояние обечайки наиболее полно описывает безмоментная теория оболочек [2].

Для математического моделирования процессов происходящих при термомеханическом калибровании наиболее целесообразно использовать программный комплекс ANSYS в связи с его широким распространением и приближенностью к реальным процессам в решении научных и инженерных задач.

С помощью модуля симуляции Mechanical модульной системы Workbench, ANSYS обеспечивает пользователя всеми необходимыми инструментами моделирования.

Программный комплекс ANSYS решает методом конечных элементов (МКЭ) стационарные и нестационарные, линейные и нелинейные задачи механики.

Для получения численного моделирования термомеханического калибрования, используя ANSYS, необходимо пройти несколько последовательных этапов подготовки и расчетов математической модели [2-3]:

- 1) идентификация задачи;
- 2) создание геометрии модели и задача материалов (Engineering Data);
- 3) разбивка модели обечайки и внешней технологической оправки на сетку конечных элементов;
- 4) задание граничных условий модели;
- 5) численное решение системы уравнений;
- 6) анализ результатов.

Процесс термомеханического калибрования крупногабаритных обечаек относится к классу задач Static structural (ANSYS), поскольку все задействованные элементы конструкции имеют малые перемещения от линейного расширения материалов вследствие нагревания.

В то же время, исследование напряженно-деформированного состояния не ограничивается только установлением напряжений и деформаций при самом процессе термомеханического калибрования, но также распространяется на предшествующий статистическому анализу этап – распределение температурных полей при конвекционном нагреве в печи и определение остаточных напряжений после окончания деформирования.

Таким образом, методика поиска численного решения математической модели термомеханического калибрования имеет четыре последовательных этапа (рис.2):

- 1) исследование конвекционного нагрева и поведения теплоносителя (воздуха);
- 2) статистический анализ (определение напряжений и деформаций) на основе распределения температурных полей;
- 3) моделирование остаточных напряжений на основе полученных напряжений и деформаций;
- 4) оценка адекватности модели.

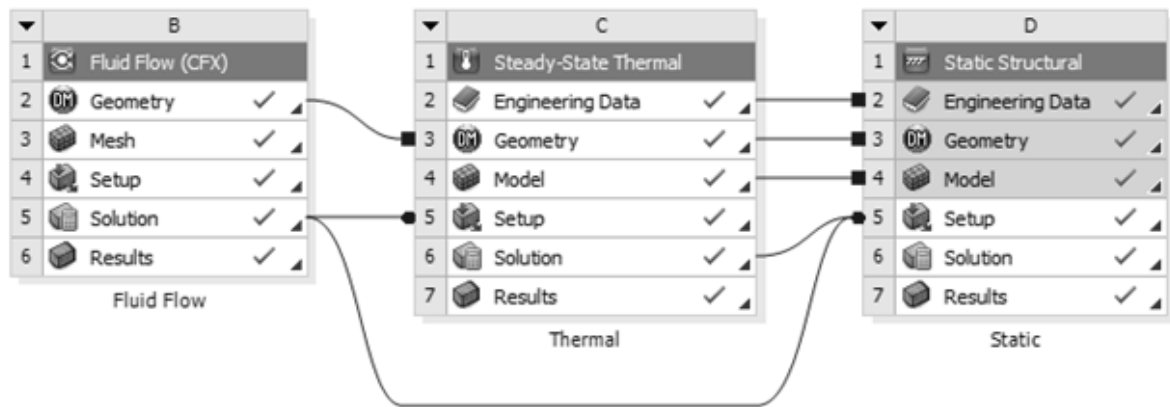


Рис. 2. Схема взаємозв'язки модулів ANSYS послідовного визначення теплових полів і параметрів напружено-деформованого стану обечаек

В процесі моделювання використовувалась упорядочена кубическа сетка с 8 узлами. Размер элемента сетки был принят равным 5см, обеспечивая 270 тыс. элементов и соответствующих им 470 тыс. узлов [4-5] (рис.3).

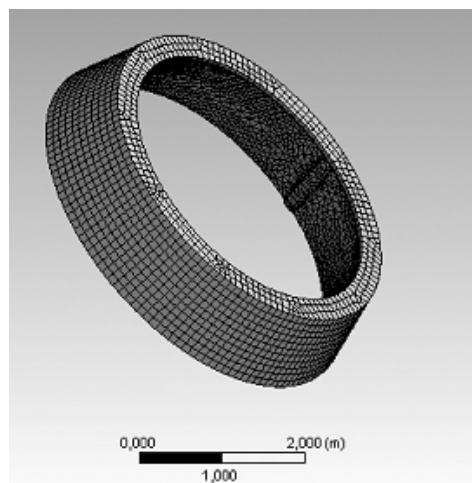


Рис. 3. Сетка конечных элементов для конической обечайки с технологической оправкой

В Workbench есть возможность локального изменения сетки. Более частая сетка нужна там, где можно ожидать большой градиент деформаций или напряжений, в областях, которые представляют особый интерес. В расчетном случае термомеханического калибрования сваренных полуобечаек областью особого интереса является балка функционального стыка и прилегающая к ней поверхность технологической оправки, показанные на рис.4. Функция локального изменения сетки – Refinement (уплотнение сетки) – повышает на 1-3 порядка количество элементов выбранной поверхности или ребра в сравнении с плотностью общей для тела сетки элементов.

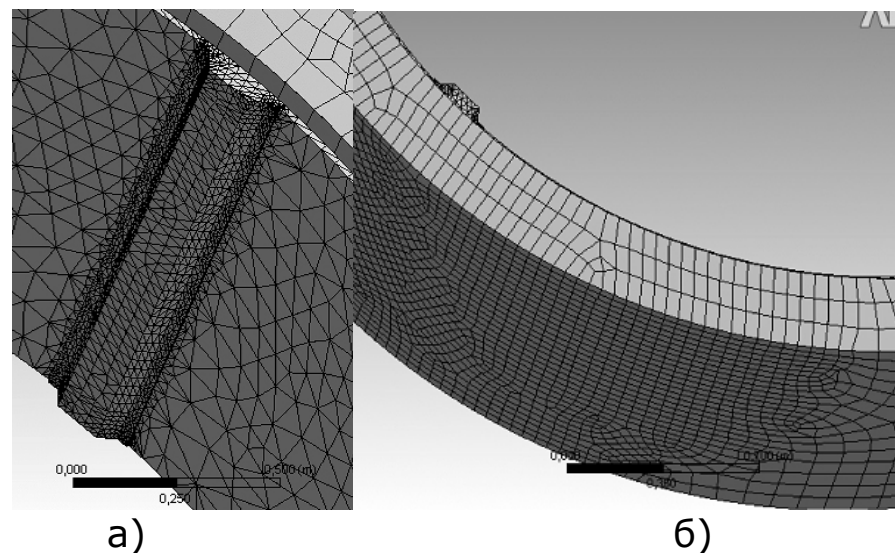


Рис. 4. Уплотненная сетка балки функционального стыка (а) и поверхностей технологической оправки (б)

Для определения параметров напряженно-деформированного состояния было проведено первичное моделирование для симметричной эллипсности в районе балки и перпендикулярно оси балки.

Данные расчетные случаи были взяты, как наиболее вероятные и часто встречающиеся на практике.

Результаты моделирования приведены в таблицах 1, 2.

Таблица 1

Напряженно-деформированное состояние осесимметричных обечаек с нулевой величиной эллипсности в процессе термомеханического калибрования

Темп нагрева, °С/час	$T_{нач}, ^\circ\text{C}$	$\varepsilon_b, \%$	$\sigma_e, \text{МПа}$	$\delta, \text{мм}$
125	20	0,0013- 0,0084	26,58- 1318,4	10,58- 17,63
	100	0,0036- 0,0084	54,85- 1318,4	11,58- 17,63
	200	0,0063- 0,0084	105,26- 1315,4	17,34- 17,63

$T_{\text{нач}}$ – начальная температура;

ε_t – температурная деформация;

δ – радиальные перемещения обечайки;

σ_e – эквивалентное напряжение (equivalent stress) или напряжение по Мизесу, определяется как $\sigma_e = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]}$,

$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – напряжение по основным плоскостям.

При всех комбинациях начальной температуры и скорости нагрева, величины температурной деформации и эквивалентные напряжения имеют одинаковый характер распределения по изделию и схожи по максимальной величине, поскольку эти параметры зависят только от величины конечной температуры нагрева.

Отличие в начальных параметрах, при сходстве конечных результатов, сказывается на продолжительности проведения операции и, как следствие, времени достижения максимальных напряжений.

Таблица 2

Напряженно-деформированное состояние конической обечайки с различными величинами симметричной эллипсности

Эллиптичность, мм	σ_e , МПа	$\sigma_e^{\text{ост.}}$, МПа
0	1,1-1000	0,3-4,9
5	0,865-1060	0,2-3,8
10	1,1-1075	0,3-5
20	3,1-1115 (4558*)	0,2-14,6

σ_e – эквивалентное напряжение;

$\sigma_e^{\text{ост.}}$ – эквивалентные остаточные напряжения;

* – значение указывает на очаги максимальных напряжений.

Для значений эллипсности 0; 5; 10 мм эквивалентные напряжения имеют одинаковый характер распределения. При значении эллипсности 20 мм наблюдаются критические области эквивалентных напряжений, превышающие общий фон, рис. 5.

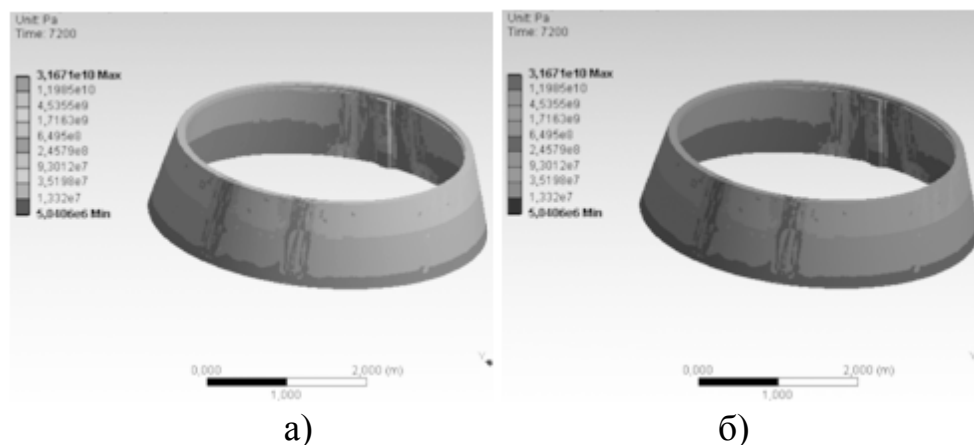


Рис. 5. Эквивалентные (а) и остаточные (б) напряжения обечайки с симметричной эллипсностью 20 мм в момент нагрева до 320°С

Полученные результаты моделирования стали основой экспериментальных исследований термомеханического калибрования обечаек в рамках бюджетных опытно-конструкторских работ ПАО «Украинский научно-исследовательский институт технологии машиностроения».

Целью экспериментальных работ было изучение напряженно-деформированного состояния при нагреве до температуры термомеханического калибрования и последующим остыванием до цеховой температуры.

Для измерений напряженно-деформированного состояния использовались высокотемпературные тензорезисторы НМТ-450 и тензометрическая станция ZET017-T8. Тензорезисторы располагались на внутренней поверхности обечайки в местах наибольшей отрицательной эллипсности и максимального изгибающего момента, возникающего в процессе термомеханического калибрования. Расположение тензорезисторов было выбрано на основании результатов предварительного математического моделирования термомеханического калибрования.

Измерения проводились в непрерывном режиме в течение всего процесса термомеханического калибрования. Датчики фиксировали деформацию материала обечайки в местах своей установки.

Температурный режим термомеханического калибрования отслеживался по показаниям термопар, установленных непосредственно в печи в 6 зонах и по термопаре, установленной в самой массивной части технологической оправки.

На рис. 6 показаны исходные и конечные геометрические размеры обечайки до и после термомеханического калибрования, и расположение тензорезисторов.

Анализ исходной геометрии обечайки показывает, что имел место самый неблагоприятный случай формирования напряженно-деформированного состояния при термомеханическом калибровании: максимально допустимая эллипсность по балкам и несимметричная отрицательная эллипсность относительно балок.

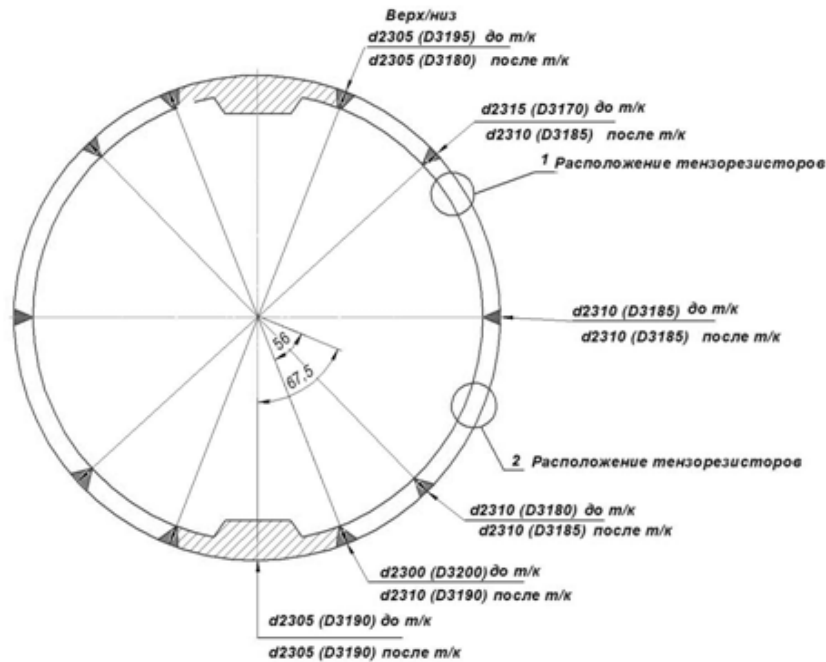


Рис. 6. Геометрические размеры обечайки до и после термомеханического калибрования и расположение тензорезисторов на внутренней поверхности обечайки

Созданная ранее модель была уточнена, отражая особенности геометрии реальной обечайки.

Для большей достоверности получаемых результатов помимо воспроизведения геометрических отклонений был также применен один из методов уплотнения сетки – Sphere of Influence (рис. 7а), в местах локального искажения формы. В местах уплотнения сетки получено 350 тыс. конечных элементов и 550 тыс. узлов.

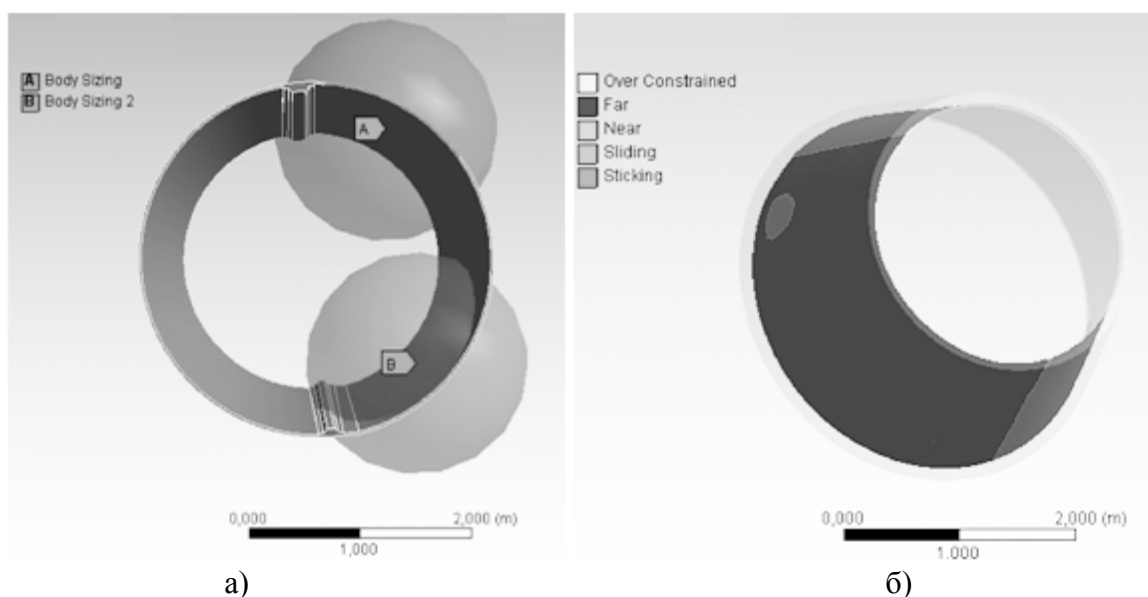


Рис. 7. Зоны локальной эллипсности и соответствующие им сферы уплотнения сетки (а), зоны контакта обечайки в районе балок в начальный момент нагрева (б)

В таблице 3 и на рис.8, для сравнения, представлены результаты моделирования и эксперимента.

Таблица 3

Расчетные значения деформаций и экспериментальные показания датчиков

Температура, °C	ϵ , %	Показания датчиков			
		Зона 2		Зона 1	
		Деформация, %	Напряжение, МПа	Деформация, %	Напряжение, МПа
250	1,4	1,44	574	1,507	634
320	2,4	3,37	1252	4,057	1756
270	0,78	0,893	356	0,82	345

ϵ – расчетные значения деформаций.

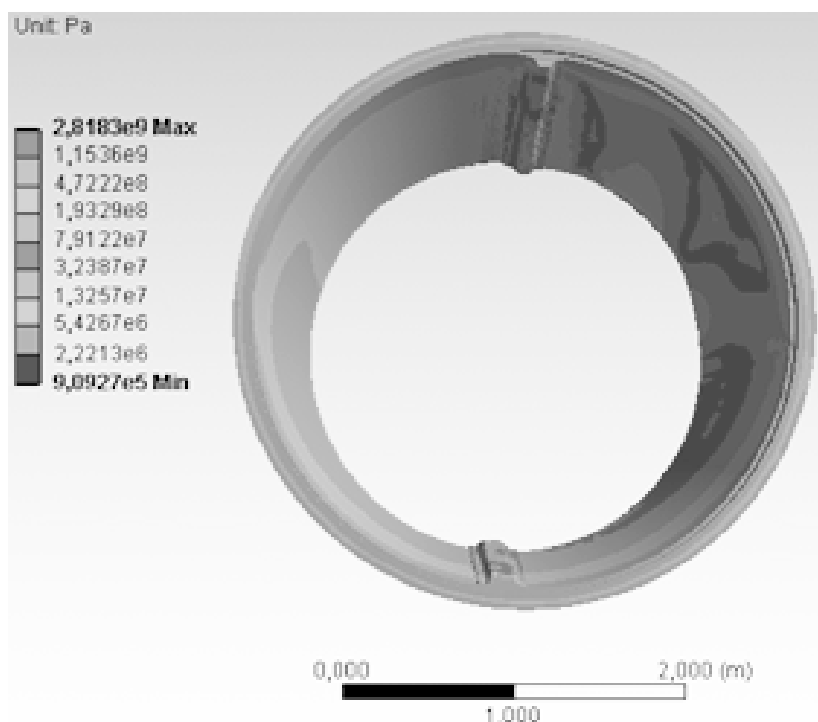


Рис. 8. Расчетные эквивалентные напряжения обечайки с несимметричной эллипсностью в момент нагрева до 320°C

Полученные экспериментальные результаты позволили установить, что в интервале температур 250...320...270°C развиваются более значительные деформационные процессы, чем описываемые расчетной моделью. В то же время модель достаточно точно отражает процессы протекающие на этапе нагрева до 250°C и на этапе остывания после образования технологического зазора между обечайкой и оправкой при 270°C. Величины расчетных

деформаций и показания датчиков практически совпадают. Выравнивание показаний датчиков при 270°C свидетельствует о том, что процесс термомеханического калибрования завершен и при этой температуре можно произвести отжиг для снятия остаточных напряжений. В эксперименте была произведена выдержка при 270°C в течении одного часа. На рис.9 представлено распределение расчетных остаточных напряжений после остывания до цеховой температуры. Величина остаточных напряжений $0,9...6,8$ МПа.

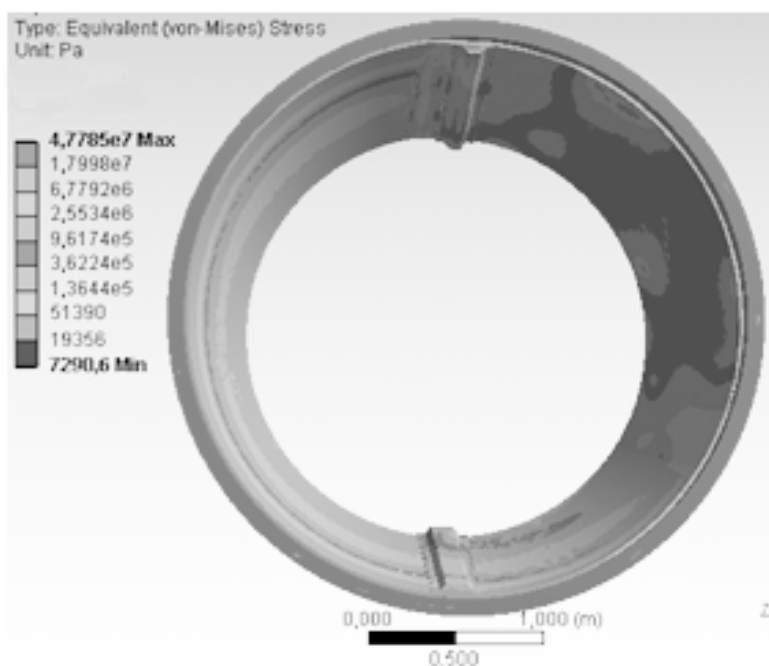


Рис. 9. Расчетные остаточные напряжения обечайки с несимметричной эллипсностью после охлаждения до цеховой температуры

Для сравнения величина остаточных напряжений, рассчитанных для условий охлаждения без промежуточного отжига при 270°C , может достигать 123 МПа, что составляет $\sim 80\% \sigma_{02}$.

Выводы:

Несимметричная эллипсность обечайки является наиболее сложным случаем геометрического отклонения формы.

Результаты эксперимента позволили установить, что фактически процесс термомеханического калибрования происходит в определенном температурном интервале $250...320...270^{\circ}\text{C}$.

Величина деформаций при термомеханическом калибровании значительно превышает расчетные значения, что свидетельствует о необходимости более глубокого изучения этого процесса.

Теоретическая модель адекватно, с достаточно высокой точностью, отражает процессы, происходящие на этапе нагрева до 250°C и на этапе остывания после образования технологического зазора при 270°C .

В интервале термомеханического калибрования данные моделирования и результаты эксперимента сопоставимы в отражении общего характера процесса.

Установлено, что промежуточный отжиг при 270°C, после завершения процесса термомеханического калибрования, позволяет снизить (согласно расчетов) остаточные напряжения до 0,9...6,8 МПа.

Библиографические ссылки

1. Семенов Е.И. Ковка и штамповка. Справочник в 4-х томах. М. Машиностроение, 1984, с. 568
2. Балабух Л.И. Строительная механика ракет: Учебник для машиностроительных спец. вузов./Алфуттов Н.А. - М.: Высш. шк., 1984. – 391 с.
3. Каплун А.Е., Морозов В.А. ANSYS в руках инженера: Практическое руководство – М. Едиториал УРСС, 2003. – 272 с.
4. Ibid. ANSYS Operation Guide. Ibid. ANSYS Modeling and Meshing Guide. Ibid. ANSYS Structural Analysis Guide. Ibid. ANSYS Commands Reference.
5. Басов К.А. ANSYS: справочник пользователя. / К.А. Басов – М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.

Надійшла до редколегії 20.04.2015

ДО УВАГИ АВТОРІВ

1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.

2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):

- постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;
- аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;
- формулювання цілей статті (постановка завдання);
- виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів;
- висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.

3. Вимоги до набору.

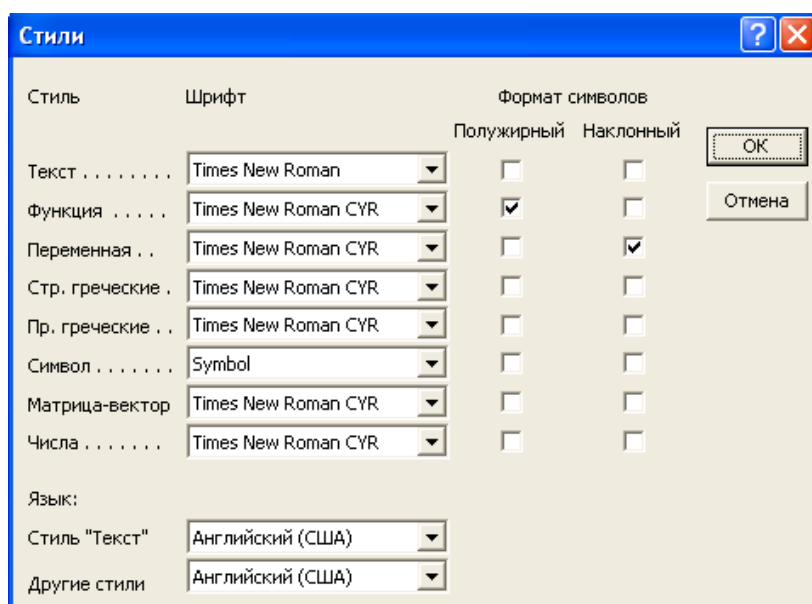
- Текст набирають у Microsoft Word.
- Формат паперу А4 (210×297).
- Параметри сторінки (поля): верхнє – 20 мм; нижнє – 20 мм; ліве – 20 мм; праве – 20 мм.
- Стилi і форматування для елементів статті.

Міжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

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

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

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



- Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортується графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об'єкт (положення – у тексті),

при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під рисунком обов'язковим є розміщення його назви із номером; якщо необхідно – пояснювальний підпис.

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

4. До редакційної колегії потрібно подавати:

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

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

6. Адреса редколегії: Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій ЛА, вул. Наукова, 10, м. Дніпропетровськ, 49050, Україна (тел.: (056)375-05-29, 066-179-70-283, e-mail: gorelova-kristi@mail.ru).

ЗМІСТ

Авдєєв В.В.

Критерій оптимальності і показники стабілізації обертального руху ракети.....3

Борщёва А. В., Лабуткина Т. В.

Моделирование кинематики составной линии связи между космическими аппаратами спутниковой сети с разновысотными орбитальными группировками9

Гайдученко П.А.

Инженерная методика проектирования элементов конструкции заданной надежности.....25

Гети К.В., Давыдов С.А., Давыдова А.В.

Технология изготовления элементов конструкции сетчатой системы обеспечения сплошности топлива с заданным уровнем коэффициента упругости.....37

Дронь Н.М., Хитько А.В., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г.

Об использовании ЭРД в составе электродинамической тросовой системы.....43

Карпович И. И., Карпович Е. В.

Определение качества получения биметаллических переходников диффузионной сваркой.....48

Лабуткина Т.В., Здор А.С., Голубина Е.А., Новак А.Н.

Неитерационные методы планирования наблюдения из наземных станций многоэлементного множества орбитальных объектов62

Полишко С.А.

Комплексное влияние вредных примесей (S, P, As) и основных легирующих элементов на механические свойства стали Ст1кп.....78

Приходько М.В., Санин А.Ф., Леднянский А.Ф.

Исследования по разработке способа получения порошкоа алюминиевых сплавов для изготовления заготовок с высокими конструкционными свойствами83

Сало М.П., Иваницкий Г.М., Налета А.Г., Сичевой А.В.

Комплексный анализ методов топливоподготовки. Перспективы совершенствования.....97

Убизький М.М.

Методика зменшення розкиду значень залишкового радіусу при згинанні профільних заготовок при виготовленні штангоутів.....111

Шерстюк Д.Г., Кулик А.В., Сошников Е.А., Харченко В.В., Зевако В.С.

Проблемные вопросы при изготовлении крупногабаритных конструкций из алюминиевого сплава АМг6.....115

Наукове видання

**СИСТЕМНЕ ПРОЕКТУВАННЯ
ТА АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК
АЕРОКОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ**

Збірник наукових праць

Том XVIII

Українською, російською та англійською мовами

За науковою редакцією
д-ра техн. наук, проф. С. О. Давидова

Відповідальна за випуск *Л. В. Шара*
Технічний редактор *М. П. Павлиш*
Коректор *О. В. Несіна*

Свідоцтво держреєстрації серія КВ № 9250 від 13.10.2001.
Збірник наукових праць входить до «Переліку наукових фахових видань України, в яких
можуть публікуватися результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів
доктора і кандидата» (технічні науки).
Бюлетень ВАК України, № 7, 2010, стр. 11, № 148, Київ.

Підписано до друку 27.05.15. Формат 60x84 ¹/₁₆.
Ум. друк. арк. 7,67. Обл.-вид. арк. 6,17. Тираж 50 прим. Зам. № 158

Видавництво «Ліра»
49000, м. Дніпропетровськ, вул. Наукова, 5
Свідоцтво про внесення до Держреєстру
серія ДК № 188 від 19.09.2000

ISBN 978-966-383-609-6