

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАНСАТМОСФЕРНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА ПРИНЦИПА МАКСИМУМА ПОНТЯГИНА <i>В. Л. Балакин, С. А. Ишков, А. А. Храмов</i>	7
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАЗЕМНОЙ СТАНЦИИ <i>О. В. Васюткина, А. В. Вотилин, С. В. Радучев Р. Р. Халилов, В. С. Якунин</i>	20
ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ БЛОКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ: ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ <i>Л. В. Водичева, Л. Н. Бельский, Ю. В. Парышева, А. А. Лысцов</i>	28
ОЦЕНИВАНИЕ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ РЕЗУЛЬТАТОВ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА <i>А. Д. Голяков, А. М. Ричняк</i>	45
ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ АТМОСФЕРНОГО ПСЕВДОСПУТНИКА <i>М. А. Ковалёв, В. А. Зеленский, А. А. Назаров Д. Н. Овакимян, Р. М. Мирзоев</i>	55
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДИК ОЦЕНКИ МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПРИМЕРЕ ДЕФЛЕКТОРА ДИСКА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ <i>Е. Е. Кочерова</i>	61
ОПТИМИЗАЦИЯ УТОЛЩЁННЫХ ЛОПАТОК БИРОТАТИВНОГО ЗАКАПОТИРОВАННОГО ВЕНТИЛЯТОРА НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ 3D-ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ ЕГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК <i>В. И. Милешин, С. В. Панков, В. А. Фатеев, С. К. Щипин</i>	72
ОПТИМИЗАЦИЯ НЕЗАКАПОТИРОВАННЫХ ЛОПАТОК ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА НА ОСНОВЕ 3D-ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ С ЦЕЛЬЮ УМЕНЬШЕНИЯ ЕГО ТОНАЛЬНОГО ШУМА <i>В. И. Милешин, А. А. Россихин, С. В. Панков, С. К. Щипин</i>	87

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

**ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ
НЕСУЩИХ КОНСТРУКЦИЙ**

В. Е. Биткин, О. Г. Жидкова, В. А. Комаров 100

**ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ И СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ
ЗУБЧАТЫХ КОЛЁС**

В. С. Вакулюк, Ю. П. Ковалкин, В. П. Сазанов, В. К. Шадрин 118

**СВЯЗЬ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОЦИКЛОВОЙ И МНОГОЦИКЛОВОЙ
УСТАЛОСТИ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ С ОСТАТОЧНЫМИ
НАПРЯЖЕНИЯМИ**

А. С. Злобин 128

**ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ
МЕТОДОМ ВЫПУКЛОЙ ЛИНЕАРИЗАЦИИ**

Е. А. Кишов, В. А. Комаров 137

**РОТОРНО-МАЯТНИКОВАЯ САМОСИНХРОНИЗАЦИЯ
ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ВИБРОВОЗБУДИТЕЛЕЙ
НА ИЗОТРОПНОМ УПРУГОМ ОСНОВАНИИ**

А. В. Кошелев, Н. Н. Денцов 150

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ОСТАНОВКИ УСТАЛОСТНОЙ
ТРЕЩИНЫ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ ОБРАЗЦЕ С НАДРЕЗОМ**

В. П. Сазанов 160

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

**СПОСОБ ОРГАНИЗАЦИИ ДАННЫХ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ
МНОГОМЕРНОГО МАССИВА АКТУАЛЬНОЙ АНАЛИТИЧЕСКОЙ
ИНФОРМАЦИИ В АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ
УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЕМ**

А. С. Картамышев 170

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

OPTIMIZATION OF FLIGHT VEHICLE TRANS-ATMOSPHERIC MOTION ON THE BASIS OF PONTRYAGIN'S MAXIMUM PRINCIPLE <i>V. L. Balakin, S. A. Ishkov, A. A. Khramov</i>	7
DETERMINATION OF SPACECRAFT ANTENNA DIRECTIVITY PATTERN WITH THE USE OF AN EARTH-BASED STATION <i>O. V. Vasyutkina, A. V. Vopilin, S. V. Raduchev R. R. Khalilov, V. S. Yakunin</i>	20
INERTIAL MEASURING UNITS FOR FUTURE-GENERATION AEROSPACE PRODUCTS: FAULT-TOLERANCE <i>L. V. Vodicheva, L. N. Bel'skiy, Yu. V. Parysheva A. A. Lystsov</i>	28
ESTIMATION OF SYSTEMATIC ERRORS IN THE RESULTS OF NAVIGATIONAL MEASUREMENTS WITH THE USE OF SPACECRAFT ROBOT ONBOARD FACILITIES <i>A. D. Golyakov, A. M. Richnyak</i>	45
PHOTOELECTRIC CONVERTERS IN THE POWER SUPPLY SYSTEM OF AN ATMOSPHERIC PSEUDO SATELLITE <i>M. A. Kovalyov, V. A. Zelensky, A. A. Nazarov D. N. Ovakimyan, R. M. Mirzoev</i>	55
METHODS OF EVALUATING LOW-CYCLE FATIGUE OF GAS TURBINE ENGINE PARTS EXEMPLIFIED BY A HIGH-PRESSURE TURBINE COVER PLATE <i>E. E. Kocherova</i>	61
OPTIMIZATION OF DUCTED COUNTER-ROTATING FAN BLADES ON THE BASIS OF SOLVING A 3D INVERSE PROBLEM WITH THE AIM OF IMPROVING FAN GASDYNAMIC CHARACTERISTICS <i>V. I. Mileshin, S. V. Pankov, V. A. Fateyev, S. K. Shchipin</i>	72
OPTIMIZATION OF OPEN COUNTER – ROTATION FAN BLADES ON THE BASIS OF SOLVING A 3D NAVIER-STOKES INVERSE PROBLEM WITH THE AIM OF REDUCING TONAL NOISE <i>V. I. Mileshin, A. A. Rossikhin, S. V. Pankov, S. K. Shchipin</i>	87

MECHANICAL ENGINEERING

- CHOICE OF MATERIALS FOR PRODUCING
DIMENSIONALLY STABLE LOAD-CARRYING STRUCTURES**
V. E. Bitkin, O. G. Zhidkova, V. A. Komarov 100
- RESIDUAL STRESSES AND FATIGUE RESISTANCE
OF TOOTHED WHEELS**
V. S. Vakulyuk, Yu. P. Kovalkin, V. P. Sazanov, V. K. Shadrin 118
- RELATION BETWEEN CHARACTERISTICS OF LOW-CYCLE
AND HIGH-CYCLE FATIGUE OF THREADED PARTS
AND RESIDUAL STRESSES**
A. S. Zlobin 128
- TOPOLOGY OPTIMIZATION OF A LOAD-BEARING STRUCTURE
VIA THE METHOD OF CONVEX LINEARIZATION**
E. A. Kishov, V. A. Komarov 137
- ROTOR-PENDULUM SELF-SYNCHRONIZATION
OF PARAMETRICAL VIBRATION GENERATORS
ON AN ISOTROPIC ELASTIC FOUNDATION**
A. V. Koshelev, N. N. Dentsov 150
- ANALYSIS OF THE MECHANISM OF FATIGUE CRACK ARREST
IN A CYLINDRICAL NOTCHED SPECIMEN**
V. P. Sazanov 160

INFORMATION SCIENCE, COMPUTING TECHNOLOGY AND CONTROL

- ARRANGEMENT OF DATA FOR THE FORMATION
OF A MULTIDIMENSIONAL ARRAY OF ESSENTIAL INSIGHTS
IN AUTOMATED ENTERPRISE MANAGEMENT SYSTEM**
A. S. Kartamyshev 170

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАНСАТМОСФЕРНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА ПРИНЦИПА МАКСИМУМА ПОНТРЯГИНА

© 2018

- В. Л. Балакин** доктор технических наук, профессор, советник при ректорате; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; balakin@ssau.ru
- С. А. Ишков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ishkov@ssau.ru
- А. А. Храмов** кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; khramov@ssau.ru

Решается задача максимизации конечной скорости летательного аппарата при пассивном трансатмосферном движении. Заданы конечные значения высоты и угла наклона траектории. Управлением является коэффициент подъёмной силы (угол атаки). Ранее решение данной задачи оптимизации было проведено на основе метода последовательной линеаризации. Получено, что на больших высотах, в зависимости от выбранного начального приближения, программы управления несколько отличаются. Поэтому целью данной работы является определение оптимальной программы управления на основе «строгого» решения задачи оптимизации принципом максимума Понтрягина. Решение задачи оптимизации проведено на примере трансатмосферного набора высоты субгиперзвукового летательного аппарата MPV – первой ступени аэрокосмической системы RASCAL (США). Коэффициент подъёмной силы (угол атаки) на большей части траектории увеличивается для обеспечения заданных конечных значений высоты и угла наклона траектории, а затем уменьшается для обеспечения наибольшей конечной скорости. Подтверждением правильности полученных решений задачи оптимизации методом принципа максимума является нулевое значение Гамильтониана на оптимальной траектории. Полученные результаты показывают близость решений рассматриваемой задачи оптимизации методом принципа максимума и методом последовательной линеаризации.

Летательный аппарат; трансатмосферный набор высоты; оптимальное управление; коэффициент подъёмной силы; угол атаки; принцип максимума Понтрягина.

Цитирование: Балакин В.Л., Ишков С.А., Храмов А.А. Оптимизация трансатмосферного движения летательного аппарата на основе метода принципа максимума Понтрягина // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 7-19. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-7-19

Введение

Полёты перспективных аппаратов, например первых ступеней аэрокосмических систем (АэрКС) [1-3], требуют решения задач оптимизации движения на трансатмосферных высотах. Для первой ступени АэрКС задача оптимизации заключается в максимизации конечной скорости движения при наборе заданной высоты с заданным углом наклона траектории.

В работе [4] решение данной задачи оптимизации проведено на основе метода последовательной линеаризации [5]. В полученных программах управления коэффициент подъёмной силы (угол атаки) уменьшается к концу участка трансатмосферного движения. Было установлено, что на больших высотах, в зависимости от выбранного началь-

ного приближения, программы управления несколько отличаются, хотя это практически и не сказывается на конечных результатах движения.

Поэтому целью данной работы является определение оптимальной программы управления летательного аппарата (ЛА) на основе «строгого» решения задачи оптимизации принципом максимума Понтрягина [6].

Постановка задачи

Модель движения. Считается, что ЛА движется над поверхностью Земли, имеющей форму сферы; поле притяжения принимается центральным. Движение аппарата относительно Земли происходит под действием силы тяготения и полной аэродинамической силы. Силами, обусловленными неинерциальностью системы отсчёта, пренебрегаем.

Система дифференциальных уравнений в траекторной системе координат имеет вид [7]:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\sigma_x \rho V^2 - g \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} &= \sigma_y \rho V + \left(\frac{V}{R} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta, \\ \frac{dR}{dt} &= V \sin \theta. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь V – земная скорость ЛА; θ – угол наклона траектории; R – величина радиус-вектора центра масс ЛА; ρ – плотность атмосферы на высоте $h = R - R_{cp}$, задаваемая экспоненциальным законом $\rho = \rho_0 \exp(-\beta h)$; $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$ – плотность атмосферы у поверхности Земли; $\beta = 0,141 \cdot 10^{-3} \text{ м}^{-1}$ – логарифмический градиент плотности; $R_{cp} = 6371,22 \text{ км}$ – средний радиус Земли; $g = \mu / R^2$ – гравитационное ускорение; $\mu = 398600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли.

Баллистические коэффициенты σ_x , σ_y определяются по соотношениям:

$$\sigma_x = \frac{c_{xa} S}{2m}, \quad \sigma_y = \frac{c_{ya} S}{2m}, \quad (2)$$

где c_{xa} , c_{ya} – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы; S – характерная площадь ЛА; m – масса ЛА.

Число Маха рассчитывается как отношение скорости аппарата к скорости звука a на данной высоте:

$$M = \frac{V}{a}. \quad (3)$$

Скорость звука связана с температурой атмосферы T_a соотношением:

$$a = 20,046796 \sqrt{T_a}, \quad (4)$$

где температура атмосферы T_a определяется согласно ГОСТ 4401-81 [8] как кусочно-линейная функция геопотенциальной высоты $h_{гп}$, равная:

$$h_{гп} = \frac{R}{R+h} h. \quad (5)$$

Граничные условия движения. Для интегрирования дифференциальных уравнений движения (1) при решении задачи оптимизации в начальный момент времени t_0 должны быть заданы начальные условия для скорости, угла наклона траектории и радиус-вектора (высоты):

$$t_0 = 0, V = V_0, \theta = \theta_0, R = R_0 = h_0 + R_{cp}. \quad (6)$$

В конце участка движения аппарата в трансатмосфере заданы конечная высота и конечный угол наклона траектории:

$$t = t_k, h = h_k = R_k - R_{cp}, \theta = \theta_k. \quad (7)$$

Управление. ЛА на рассматриваемом участке движения управляется за счёт изменения угла атаки α и связанного с ним коэффициента подъёмной силы c_{ya} .

На угол атаки α и соответствующий ему коэффициент подъёмной силы c_{ya} наложены ограничения:

$$\begin{aligned} \alpha_{\min} &\leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \\ c_{ya \min} &\leq c_{ya} \leq c_{ya \max}, \end{aligned} \quad (8)$$

где $c_{ya \min}$ и $c_{ya \max}$ определяются соответственно минимальным α_{\min} и максимальным α_{\max} углами атаки и зависят от числа M .

Задачу оптимизации движения сформулируем следующим образом: для системы дифференциальных уравнений (1) при заданных начальных (6) и конечных (7) условиях определить оптимальную программу изменения коэффициента подъёмной силы $c_{ya}(t)$ при заданных ограничениях (8), обеспечивающую максимум конечной скорости ЛА.

Метод решения

Для определения оптимального управления воспользуемся принципом максимума Понтрягина [6].

Гамильтониан для системы (1) записывается в виде

$$H = \psi_V \frac{dV}{dt} + \psi_\theta \frac{d\theta}{dt} + \psi_R \frac{dR}{dt}$$

или

$$H = -\psi_V \left(\frac{c_{xa} S}{2m} \rho V^2 + \frac{\mu}{R^2} \sin \theta \right) + \psi_\theta \left(\frac{c_{ya} S}{2m} \rho V + \left(\frac{V}{R} - \frac{\mu}{VR^2} \right) \cos \theta \right) + \psi_R V \sin \theta. \quad (9)$$

Согласно принципу максимума оптимальное управление для принятого критерия должно обеспечивать минимум функции Гамильтона (9) в каждой точке траектории [6].

Примем параболическую зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъёмной силы:

$$c_{xa} = c_{xa0}(M) + A(M)c_{ya}^2, \quad (10)$$

где коэффициент лобового сопротивления $c_{xa0}(M)$ и коэффициент отвала поляры $A(M)$ есть функции числа Маха.

Тогда необходимое условие оптимальности управления запишется в виде

$$\frac{\partial H}{\partial c_{ya}} = \frac{S}{2m} \rho V (-2\psi_V V A(M) c_{ya} + \psi_\theta) = 0,$$

откуда:

$$c_{ya \text{ опт}} = \frac{\psi_\theta}{2A(M)V\psi_V}. \quad (11)$$

Достаточное условие оптимальности (минимума Гамильтониана) имеет вид:

$$\frac{\partial^2 H}{\partial c_{ya}^2} = -\frac{S}{m} \rho V^2 \psi_V A(M) > 0.$$

Поэтому сопряжённый множитель ψ_V на оптимальной траектории должен быть отрицательным:

$$\psi_V < 0. \quad (12)$$

Запишем соотношения для сопряжённых множителей:

$$\begin{aligned} \frac{d\psi_V}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial V} = \psi_V \frac{S}{2m} \rho \left[\frac{\partial c_{xa}}{\partial V} V^2 + 2Vc_{xa} \right] - \\ &- \psi_\theta \left[\frac{S}{2m} \rho \left(\frac{\partial c_{ya}}{\partial V} V + c_{ya} \right) + \left(\frac{1}{R} + \frac{\mu}{V^2 R^2} \right) \cos \theta \right] - \psi_R \sin \theta, \\ \frac{d\psi_\theta}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial \theta} = \left(\frac{\mu}{R^2} \psi_V - V\psi_R \right) \cos \theta + \psi_\theta \left(\frac{V}{R} - \frac{\mu}{VR^2} \right) \sin \theta, \\ \frac{d\psi_R}{dt} &= -\frac{\partial H}{\partial R} = -2\psi_V \frac{\mu}{R^3} \sin \theta - \psi_\theta \left(2\frac{\mu}{VR^3} - \frac{V}{R^2} \right) \cos \theta + \\ &+ \frac{S}{2m} \left[\psi_V V \left(\frac{\partial \rho}{\partial h} c_{xa} + \rho \frac{\partial c_{xa}}{\partial h} \right) - \psi_\theta \left(\frac{\partial \rho}{\partial h} c_{ya} + \rho \frac{\partial c_{ya}}{\partial h} \right) \right]. \end{aligned} \quad (13)$$

Системы уравнений (1) и (13) с управлением (11) определяют семейство оптимальных траекторий. Искомая оптимальная траектория будет определяться граничными условиями задачи. В соответствии с постановкой задачи в начале движения значения фазовых координат зафиксированы (6), в конце движения зафиксированы только высота (радиус-вектор) и угол наклона траектории (7), а скорость (функционал) и время движения являются свободными.

Тогда согласно [6] искомая экстремаль должна в конечный момент времени удовлетворять следующим условиям:

$$t = t_k = \text{var}, \quad h = h_k, \quad \theta = \theta_k, \quad \psi_V = -1, \quad H = 0. \quad (14)$$

Конечное время будем определять моментом достижения требуемого угла наклона траектории в конце полёта: $\theta = \theta_k$. Это условие используется для окончания расчётов при математическом моделировании трансатмосферного движения ЛА.

Таким образом, задача оптимизации сводится к трёхпараметрической двухточечной краевой задаче. Требуется определить начальные значения сопряжённых множителей $\psi_{V0}, \psi_{\theta0}, \psi_{R0}$, обеспечивающие для условий (6) выполнение конечных условий (14). Для подбора параметров $\psi_{V0}, \psi_{\theta0}, \psi_{R0}$ используются отклонения (невязки) в конечный момент времени параметров $\psi_V(t_k), H(t_k), h(t_k)$ от требуемых значений.

В систему уравнений для сопряжённых множителей (13) входят производные аэродинамических коэффициентов по скорости и высоте полёта и производная плотности атмосферы по высоте. Используя (11), для производной коэффициента подъёмной силы по скорости можно записать:

$$\frac{\partial c_{ya}}{\partial V} = \frac{-\psi_{\theta} \left(\frac{\partial A}{\partial M} \frac{\partial M}{\partial V} V + A \right)}{(AV)^2}. \quad (15)$$

Здесь с учётом (3) и (4):

$$\frac{\partial M}{\partial V} = \frac{1}{20,046796 \sqrt{T_a}}.$$

Используя (10), для производной коэффициента лобового сопротивления по скорости получим:

$$\frac{\partial c_{xa}}{\partial V} = \frac{\partial M}{\partial V} \left[\frac{\partial c_{xa0}}{\partial M} + c_{ya} \left(\frac{\partial A}{\partial M} c_{ya} + 2A \frac{\partial c_{ya}}{\partial M} \right) \right]. \quad (16)$$

Аналогично получаем производные аэродинамических коэффициентов по высоте:

$$\frac{\partial c_{ya}}{\partial h} = -\frac{\psi_{\theta}}{2V\psi_V} \frac{\partial A}{\partial M} \frac{\partial M}{\partial h} / A^2, \quad (17)$$

$$\frac{\partial c_{xa}}{\partial h} = \frac{\partial M}{\partial h} \left[\frac{\partial c_{xa0}}{\partial M} + c_{ya} \left(\frac{\partial A}{\partial M} c_{ya} + 2A \frac{\partial c_{ya}}{\partial M} \right) \right], \quad (18)$$

где с учётом (3), (4) и (5):

$$\frac{\partial M}{\partial h} = - \frac{V}{2 \cdot 20,046796 \sqrt{T_a^3}} \frac{\partial T_a}{\partial h_{гн}} \frac{\partial h_{гн}}{\partial h} = - \frac{V}{40,093592 \sqrt{T_a^3}} \left(\frac{R}{R+h} \right)^2 \frac{\partial T_a}{\partial h_{гн}}.$$

Производные температуры атмосферы по геопотенциальной высоте определяются по ГОСТ 4401-81 [8].

Выражения для производных коэффициента подъёмной силы по скорости (15) и по высоте (17) справедливы в случае, если значение коэффициента подъёмной силы, вычисленное по соотношению (11), лежит внутри области допустимого управления (8). При выходе из упомянутой области коэффициент подъёмной силы приравнивается граничному значению, а его производные вычисляются следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial c_{ya}}{\partial V} &= \frac{\partial c_{ya \min}}{\partial M} \frac{\partial M}{\partial V} \\ \frac{\partial c_{ya}}{\partial h} &= \frac{\partial c_{ya \min}}{\partial M} \frac{\partial M}{\partial h} \end{aligned} \right\} \text{при } c_{ya} < c_{ya \min}(M, \alpha_{\min}),$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial c_{ya}}{\partial V} &= \frac{\partial c_{ya \max}}{\partial M} \frac{\partial M}{\partial V} \\ \frac{\partial c_{ya}}{\partial h} &= \frac{\partial c_{ya \max}}{\partial M} \frac{\partial M}{\partial h} \end{aligned} \right\} \text{при } c_{ya} > c_{ya \max}(M, \alpha_{\max}).$$

Для производной плотности атмосферы по высоте для принятой экспоненциальной модели имеем:

$$\frac{\partial \rho}{\partial h} = -\beta \rho_0 \exp(-\beta h).$$

Результаты решения задачи

Решение задачи оптимизации трансатмосферного движения проведено на примере пассивного набора высоты субгиперзвукового ЛА MPV (MIPCC powered vehicle – аппарат с охлаждаемыми двигателями; Mass Injection Pre-Compressor Cooling – система дополнительной подачи кислорода и охлаждения двигателя), являющегося первой ступенью АэрКС RASCAL (Responsive Access, Small Cargo, Affordable Launch – доступная система для запуска малых грузов по требованию, США) [1-3].

Исходные данные. Данные для ЛА приняты согласно [1], масса равна 30000 кг, характерная площадь равна 251 м².

Заданы следующие начальные: $V_0 = 1174$ м/с, $h_0 = 26800$ м и конечные: $h_k = 63160$ м, $\theta_k = 20^\circ$ условия движения.

Коэффициент лобового сопротивления $c_{xa0}(M)$ и коэффициент отвала поляры $A(M)$ рассчитывались по данным [3] (табл. 1) с использованием линейной интерполяции.

Таблица 1. Коэффициенты пассивного лобового сопротивления и отвала поляры

M	2	2,4	3	4
c_{xa0}	0,05	0,04	0,013	0,013
A	0,36332	0,55147	0,69157	0,85034

Ограничения на управление определяются в зависимости от числа Маха при минимальном $\alpha_{min} = 0$ и максимальном $\alpha_{max} = 20^0$ угле атаки:

$$c_{ya\min}(M, \alpha_{\min}), c_{ya\max}(M, \alpha_{\max}).$$

Зависимость граничных значений коэффициента подъёмной силы от числа Маха и их производных $\frac{\partial c_{ya\min}}{\partial M}$ и $\frac{\partial c_{ya\max}}{\partial M}$ рассчитывались по данным [3] (табл. 2) с использованием линейной интерполяции.

Таблица 2. Коэффициенты подъёмной силы при минимальном и максимальном угле атаки

M	2	2,4	3	4
$c_{ya\min}(\alpha_{\min})$	0	0	0	0
$c_{ya\max}(\alpha_{\max})$	0,87	0,68	0,52	0,42

В силу линейности зависимости $c_{ya}(\alpha)$ угол атаки, соответствующий коэффициенту подъёмной силы c_{ya} , рассчитывается по соотношению

$$\alpha = (c_{ya} - c_{ya\min}) \frac{(\alpha_{\max} - \alpha_{\min})}{(c_{ya\max} - c_{ya\min})}.$$

Краевые задачи для всех вариантов решались модифицированным методом Ньютона [9]. При определении начального приближения для сопряжённых множителей использовались зависимости между их значениями. Гамильтониан (9), который должен быть равен нулю на оптимальной траектории, определяет одну из зависимостей. Соотношение для управления (11) даёт вторую зависимость в предположении, что коэффициент подъёмной силы задаётся (выбиралось значение, соответствующее максимальному аэродинамическому качеству). Таким образом, неизвестным остаётся один из трёх сопряжённых множителей, при задании которого определяются значения двух других. Поскольку множитель ψ_V на оптимальной траектории согласно (12) должен быть отрицательным и его конечное значение равно $\psi_V(t_k) = -1$, то целесообразно принять $\psi_{V0} < 0$.

Основной вариант. Этот вариант соответствует начальному углу наклона траектории ЛА согласно [1] – $\theta_0 = 38,4^0$. На рис. 1-3 показаны зависимости от времени соответственно параметров оптимальной траектории и угла атаки, аэродинамических коэффициентов, сопряжённых множителей.

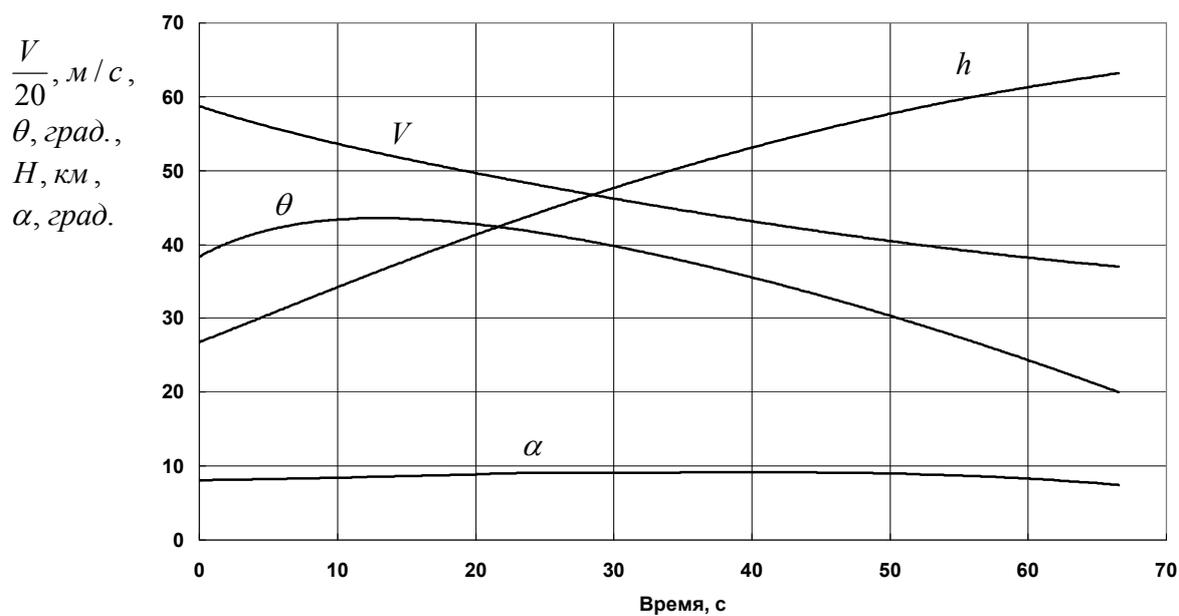


Рис. 1. Зависимости параметров оптимальной траектории и угла атаки от времени при начальном угле наклона траектории $\theta_0 = 38,4^\circ$

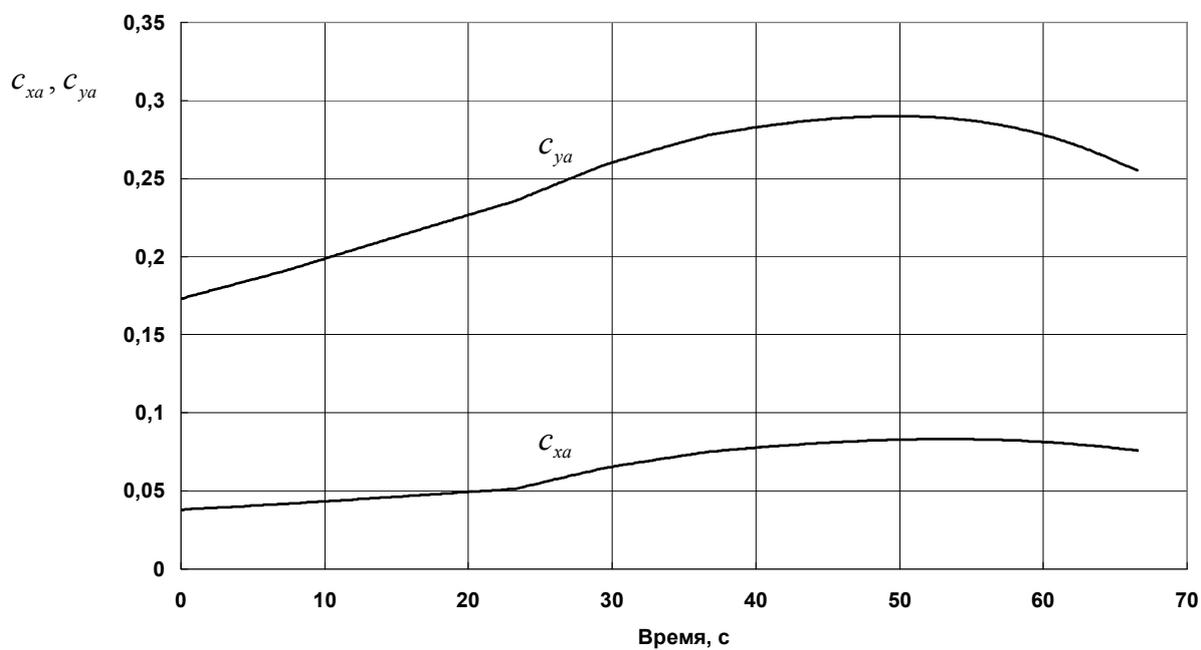


Рис. 2. Зависимости аэродинамических коэффициентов от времени при начальном угле наклона траектории $\theta_0 = 38,4^\circ$

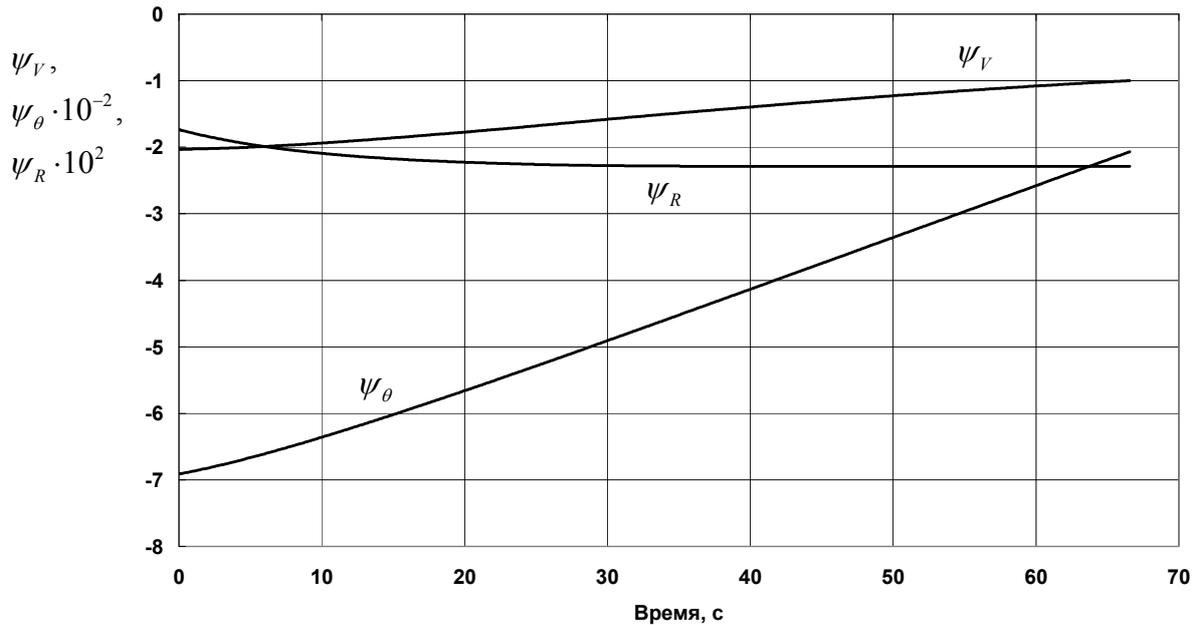


Рис. 3. Зависимости сопряжённых множителей от времени при начальном угле наклона траектории $\theta_0 = 38,4^\circ$

Отметим, что полученная с использованием принципа максимума траектория практически совпадает с траекторией, полученной с использованием метода последовательной линеаризации [4]. Оптимальный угол атаки к концу трансатмосферного участка движения несколько уменьшается (рис. 1), что качественно совпадает с результатами работы [4], но на всей траектории он близок к 10° .

При использовании метода последовательной линеаризации угол атаки на большей части траектории близок к 10° , но в конце траектории существенно зависит от начального приближения $\alpha_0(t) = \text{const}$ [4]. Например, угол атаки уменьшается до 0° при таких значениях начального приближения как $\alpha_0(t) = 0^\circ$, $\alpha_0(t) = 10^\circ$, $\alpha_0(t) = 20^\circ$, а при $\alpha_0(t) = 15^\circ$ уменьшается до 5° .

Дополнительный вариант. Было проведено решение задачи оптимизации для несколько меньшего ($\theta_0 = 35^\circ$) начального угла наклона траектории.

Для меньшего значения начального угла наклона траектории должны быть несколько большие значения оптимального угла атаки. Это объясняется необходимостью увеличения подъёмной силы для увеличения угла наклона траектории и выполнения заданного для него конечного условия. Из-за увеличения подъёмной силы будет увеличиваться сила лобового сопротивления и уменьшится конечная скорость ЛА, время полёта будет больше.

На рис. 4 – 6 показаны зависимости от времени соответственно параметров оптимальной траектории и угла атаки, аэродинамических коэффициентов, сопряжённых множителей.

Сравнение программ управления углом атаки, параметров траектории (рис. 1, 4) и коэффициентов аэродинамических сил (рис. 2, 5), полученных для разных значений начального угла наклона траектории, подтверждает приведённые ранее положения.

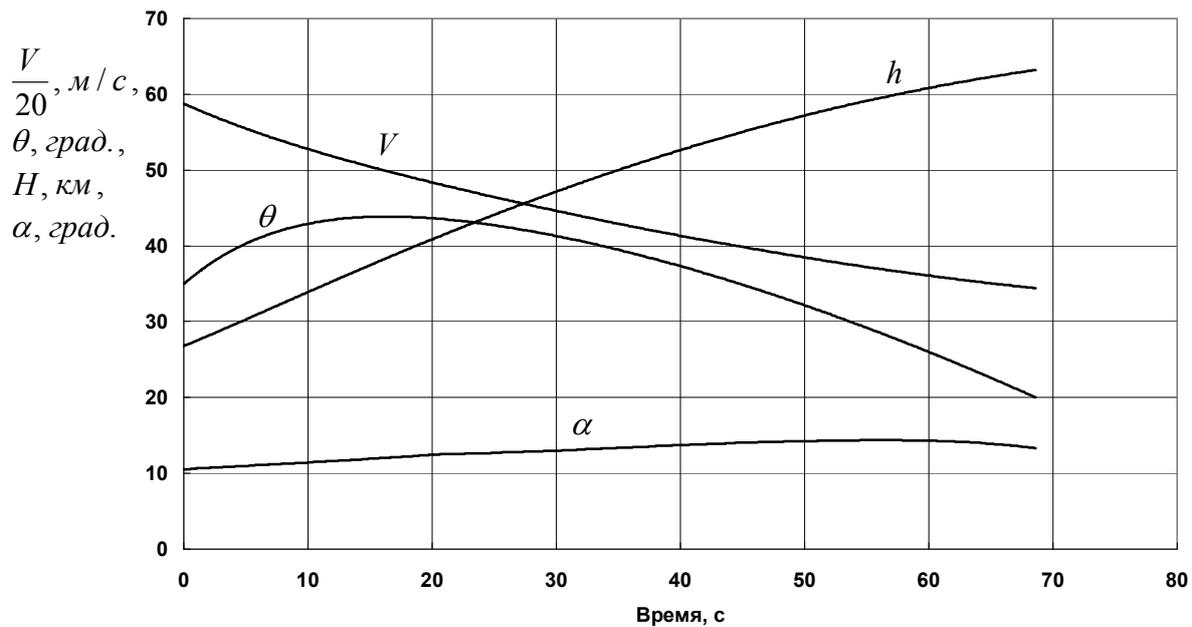


Рис. 4. Зависимости параметров оптимальной траектории и угла атаки от времени при начальном угле наклона траектории $\theta_0 = 35^\circ$

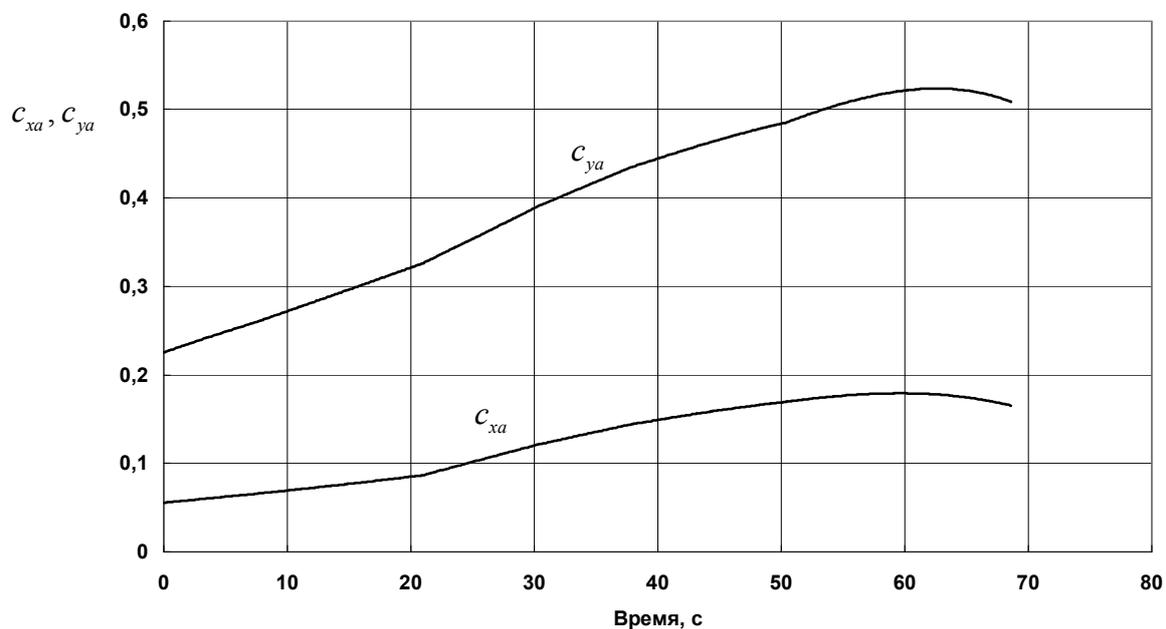


Рис. 5. Зависимости аэродинамических коэффициентов от времени при начальном угле наклона траектории $\theta_0 = 35^\circ$

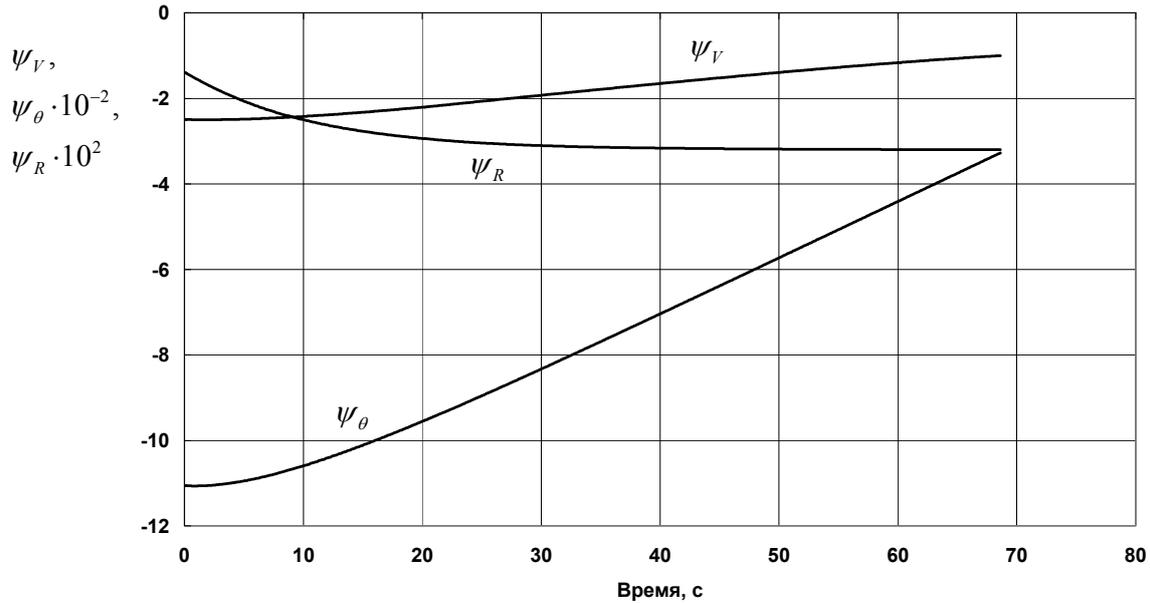


Рис. 6. Зависимости сопряжённых множителей от времени при начальном угле наклона траектории $\theta_0 = 35^\circ$

Подтверждением правильности полученных решений задачи оптимизации методом принципа максимума является и нулевое значение Гамильтониана (9) на оптимальной траектории.

Заключение

С использованием метода принципа максимума Понтрягина получено решение задачи оптимизации трансатмосферного движения летательного аппарата с целью максимизации конечной скорости при заданных конечных значениях высоты и угла наклона траектории. Решение задачи проведено на примере пассивного набора высоты летательного аппарата MPV.

Коэффициент подъёмной силы (угол атаки) на большей части траектории увеличивается для обеспечения заданных конечных значений высоты и угла наклона траектории, а затем уменьшается для обеспечения наибольшей конечной скорости.

Полученные результаты показывают близость решений рассматриваемой задачи оптимизации методом принципа максимума и методом последовательной линеаризации.

Библиографический список

1. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation // A Collection of Technical Papers – 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2005. V. 1. P. 346-368. DOI:10.2514/6.2005-3241
2. Urschel P.H., Cox T.H. Launch Condition Deviations of Reusable Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. 2003. DOI: 10.2514/6.2003-5544
3. Young D. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation. <https://www.yumpu.com/en/document/view/11944862/responsive-access-small-cargo-affordable-launch-rascal->

4. Балакин В.Л., Ишков С.А., Храмов А.А. Оптимизация трансатмосферного движения летательного аппарата на основе метода последовательной линеаризации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 17-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-17-26

5. Федоренко Р.П. Приближённое решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978. 488 с.

6. Понtryгин Л.С., Болтынский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1976. 392 с.

7. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.

8. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 1981. 180 с.

9. Салмин В.В., Ишков С.А., Старинова О.Л. Методы решения вариационных задач механики космического полёта с малой тягой. Самара: Самарский научный центр РАН, 2006. 162 с.

OPTIMIZATION OF FLIGHT VEHICLE TRANS-ATMOSPHERIC MOTION ON THE BASIS OF PONTRYAGIN'S MAXIMUM PRINCIPLE

© 2018

V. L. Balakin Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the University Administration;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
balakin@ssau.ru

S. A. Ishkov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
irkt@ssau.ru

A. A. Khramov Candidate of Science (Engineering), Lecturer of the Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
khramov@ssau.ru

The task of optimizing trans-atmospheric motion of a flight vehicle in order to maximize its final velocity with prescribed finite values of the height and flight path angle is considered. The angle of attack acts as control in passive motion of a vehicle. Previously, the sequential linearization method was used to solve this optimization task. It is shown that at great altitudes the control programs are slightly different depending on the chosen initial approximation. Therefore, the aim of this work is to determine the optimum control program on the basis of a "strict" solution of the optimization task using the Pontryagin's maximum principle. Solving the problem of optimizing trans-atmospheric motion of a flight vehicle is illustrated by passive climb of the sub-hypersonic vehicle MPV (the first stage of the aerospace system RASCAL designed in the USA). The coefficient of lift (angle of attack) increases in the greater part of the trajectory to provide the prescribed finite values of height and path inclination and then decreases to provide maximum final velocity. The correctness of the obtained solutions of the optimization task using the maximum principle is confirmed by the zero Hamiltonian value in the optimum trajectory. The results of vehicle motion simulation with optimal control and various initial conditions of motion and the vehicle mass are discussed. The results obtained show that the solutions of the optimization task under consideration using the maximum principle and the sequential linearization principle are in close agreement.

Flight vehicle; trans-atmospheric motion; optimal control; lift coefficient; angle of attack; Pontryagin's maximum principle.

Цитирование: Balakin V.L., Ishkov S.A., Khramov A.A. Optimizing a vehicle trans-atmospheric motion using Pontryagin's maximum principle // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 7-19. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-7-19

References

1. Young D.A., Olds J.R. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation. *A Collection of Technical Papers – 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. V. 1. P. 346-368. DOI:10.2514/6.2005-3241
2. Urschel P.H., Cox T.H. Launch Condition Deviations of Reusable Launch Vehicle Simulations in Exo-Atmospheric Zoom Climbs. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. 2003. DOI: 10.2514/6.2003-5544
3. Young D. Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation. Available at: <https://www.yumpu.com/en/document/view/11944862/responsive-access-small-cargo-affordable-launch-rascal->
4. Balakin V.L., Ishkov S.A., Khramov A.A. Optimization of space vehicle trans-atmospheric motion by using the method of sequential linearization. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 17-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-17-26
5. Fedorenko R.P. *Priblizhennoe reshenie zadach optimal'nogo upravleniya* [Approximate solution of optimal control problems]. Moscow: Nauka Publ., 1978. 488 p.
6. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 392 p.
7. Yaroshevskiy V.A. *Vkhod v atmosferu kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Spacecraft atmospheric re-entry]. Moscow: Nauka Publ., 1988. 336 p.
8. GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 180 p.
9. Salmin V.V., Ishkov S.A., Starinova O.L. *Metody resheniya variatsionnykh zadach mekhaniki kosmicheskogo poleta s maloy tyagoy* [Methods of solving variational problems of low-thrust mission mechanics]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2006. 162 p.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАЗЕМНОЙ СТАНЦИИ

© 2018

- О. В. Васюткина** ведущий инженер-конструктор центра получения и обработки информации «Самара»;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
croi@mail.ru
- А. В. Вопилин** инженер-конструктор 2 категории центра получения и обработки информации «Самара»;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
croi@mail.ru
- С. В. Радучев** инженер-конструктор 1 категории центра получения и обработки информации «Самара»;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
croi@mail.ru
- Р. Р. Халилов** кандидат технических наук, начальник центра получения и обработки информации «Самара»;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
halilovr82@mail.ru
- В. С. Якунин** заместитель начальника центра получения и обработки информации «Самара»;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
svetaslav@bk.ru

Рассматривается задача определения характеристик диаграммы направленности антенны космического аппарата, решение которой позволит оценить изменения параметров антенны с течением времени. Для решения задачи предложен метод определения диаграммы направленности антенны космического аппарата с использованием наземной станции приёма информации. Представлены результаты имитационного моделирования распределения электромагнитного излучения по поверхности Земли для различных трасс пролёта, показывающие возможность использования наземной станции приёма информации для построения диаграммы направленности антенны космического аппарата. Приведён алгоритм расчёта частей диаграммы направленности с их последующим объединением, определены условия, ограничивающие точность предложенного метода и направление по ускоренному построению диаграммы направленности антенны космического аппарата. Представлена апробация предложенного метода на примере антенны малого космического аппарата «АИСТ–2Д». Для этого построена диаграмма направленности антенны радиолинии передачи целевой информации космического аппарата и определены характерные части диаграммы направленности антенны. Представлены результаты проведённого сравнительного эксперимента с изменением направления излучения антенны и определением изменений характеристик приёма информации.

Космический аппарат; дистанционное зондирование Земли; наземная станция приёма информации; диаграмма направленности антенны.

Цитирование: Васюткина О.В., Вопилин А.В., Радучев С.В., Халилов Р.Р., Якунин В.С. Определение диаграммы направленности антенны космического аппарата с использованием наземной станции // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 20-27.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-20-27

Введение

В настоящее время динамично развиваются технологии, связанные с использованием космического пространства. Одно из направлений такого развития – это использование космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Мирровая

группировка данного типа космических аппаратов (КА) постоянно растёт и развивается, миниатюризация и интеграция блоков и устройств позволяют расширять возможности и качество работы, одновременно с этим сокращаются сроки на подготовку к запуску [1]. Несмотря на то, что все блоки и устройства отдельно и совместно проверяются на Земле, в том числе проверяются характеристики антенны [2; 3], а результаты испытаний и характеристики устройств фиксируются, полезно иметь возможность измерить характеристики в процессе полёта КА. Это может использоваться, например, для оценки деградации антенны КА и изменения её характеристик с течением времени или для подстройки наземной станции для обеспечения приёма сигнала с нового типа КА.

В качестве постановки задачи определим, что для построения диаграммы направленности антенны передачи целевой информации КА должны быть использованы измерения, полученные с использованием наземной станции приёма информации. При этом данные измерения должны производиться в процессе приёма целевой информации, исключая ограничения на использование КА по целевому применению. Характерными измерениями, фиксируемыми при приёме информации, являются значения уровня сигнала на входе приёмника, угла места и азимута, отнесённые ко времени получения данных измерений.

Синтез метода

Для построения диаграммы направленности бортовой антенны КА было рассмотрено распределение электромагнитного излучения по поверхности Земли при передаче сигнала с КА на наземный пункт приёма информации (НППИ) при различных трассах пролёта. Для этого проведено имитационное моделирование, при котором использовались баллистические данные МКА «АИСТ-2Д» и координаты станции приёма информации Центра получения и обработки информации (ЦПОИ) «Самара» ракетно-космического центра «Прогресс». При этом моделировался случай, когда КА развёрнут в надир на всём протяжении сеанса связи. Диаграмма направленности была разделена на кольца, которые отображают границы распределения электромагнитного излучения по поверхности Земли в зависимости от углов диаграммы бортовой антенны.

Задача нахождения границ облучённого участка земной поверхности была сведена к нахождению пересечения конуса и сферы (рис. 1).

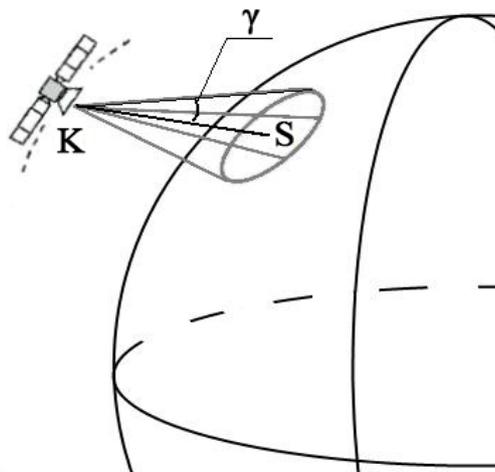


Рис. 1. Геометрическая формализация задачи нахождения границы облучённого участка земной поверхности

Граница облучённого участка земной поверхности определялась как решение следующей системы уравнений для каждого положения центра масс КА [4]:

$$\begin{cases} \frac{(x-k_1(t))(s_1-k_1(t))+(y-k_2(t))(s_2-k_2(t))+(z-k_3(t))(s_3-k_3(t))}{\sqrt{(x-k_1(t))^2+(y-k_2(t))^2+(z-k_3(t))^2} \sqrt{(s_1-k_1(t))^2+(s_2-k_2(t))^2+(s_3-k_3(t))^2}} = \cos\gamma, \\ x^2+y^2+z^2=R^2, \end{cases}$$

где $K(k_1(t), k_2(t), k_3(t))$ – координаты текущего положения центра масс КА на орбите; $S(s_1, s_2, s_3)$ – координаты пункта приёма информации; γ – половина ширины границы кольца диаграммы направленности бортовых антенн высокоскоростной радиолинии КА.

В случае непустого пересечения конуса излучения по главному лепестку диаграммы направленности, задаваемого первым уравнением системы, с поверхностью Земли из двух образовавшихся кривых выбиралась та, расстояние от точек которой до положения центра масс КА меньше.

На рис. 2 представлены распределения электромагнитного излучения по поверхности Земли и трасса пролёта КА при передаче информации с КА на НППИ с максимальным углом места (УМ) 24, 45, 67 и 88°.

Из приведённых рисунков видно, что каждая трасса пролёта формирует облучение земной поверхности своей частью диаграммы, которая меняется при изменении положения КА. Таким образом, при достаточном количестве сеансов связи и выше приведённых условиях можно зафиксировать уровень мощности сигнала, получаемого станцией приёма информации от различных частей диаграммы направленности. При последующем анализе полученных результатов из частей формируется полная диаграмма направленности передающей антенны КА в полёте.

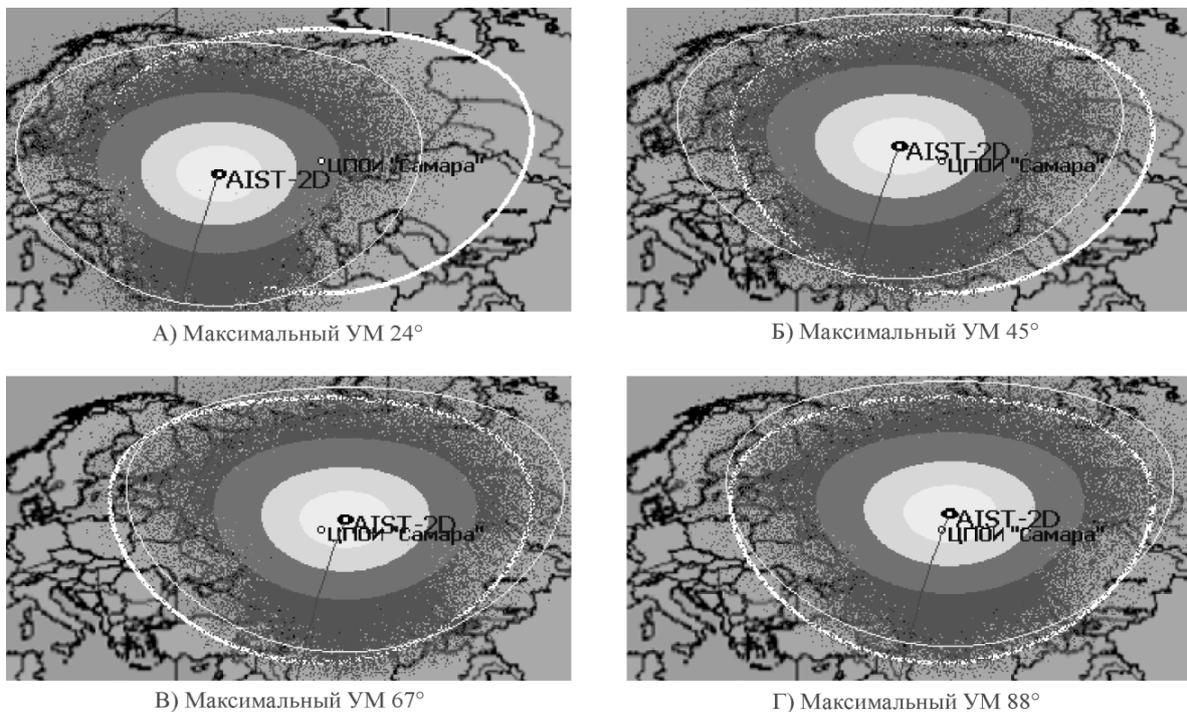


Рис. 2. Распределение электромагнитного излучения по поверхности Земли для различных трасс пролёта

Для измерения диаграммы направленности необходимо:

1. Зафиксировать трассы полёта КА в различных азимутальных направлениях при едином направлении пролёта, например С–Ю, при этом хотя бы одна из них должна быть с максимальным углом места $\alpha = 90^\circ$. Трасса, проходящая через максимальный угол места, даст возможность построить диаграмму во всех направлениях излучения, в том числе и в направлении центра антенны.

2. Перевести бортовую антенну КА в направление в надир либо при отсутствии приводов на антенне расположить КА в направлении полёта в центр Земли.

3. Зафиксировать мощность сигнала с входных каскадов станции приёма информации, при этом привязать измерение мощности сигнала к углам места и азимута $P(\alpha_\beta)$.

4. Рассчитать ослабление при распространении сигнала в свободном пространстве по выражению [5]:

$$A_{св}(\alpha_\beta) = \left(\frac{4\pi r(\alpha_\beta)}{\lambda} \right)^2.$$

Здесь λ – длина волны; $r(\alpha_\beta)$ – дальность связи [6]:

$$r(\alpha_\beta) = \sqrt{R^2 \left(\sin \left(\frac{\alpha_\beta \pi}{180} \right) \right)^2 - \left(R^2 - (R + H)^2 \right) - R \sin \left(\frac{\alpha_\beta \pi}{180} \right)},$$

где R – радиус Земли; H – высота орбиты КА; α – угол места КА; β – азимут КА.

5. Просуммировать полученные значения $A_{св}(\alpha_\beta)$ со значениями мощности сигнала: $R(\alpha_\beta) = P(\alpha_\beta) + A_{св}(\alpha_\beta)$.

Полученный вектор $R(\alpha_\beta)$ значений определяет вид сечения пространственной диаграммы направленности бортовой антенны. После проведения нескольких измерений в разных азимутальных направлениях возможно получить трёхмерный вид диаграммы направленности бортовой антенны.

Для построения трёхмерного вида диаграммы направленности бортовой антенны полученные значения $R(\alpha_\beta)$ заносятся в матрицу \mathbf{U} размерностью N на M . Значения N и M определяются следующими выражениями: $N = \frac{360}{\Delta_\beta} + 1$, где Δ_β – шаг измерения азимута, и $M = \frac{90}{\Delta_\alpha} + 1$, где Δ_α – шаг измерения угла места.

Столбец матрицы соответствует приведённому значению азимута в момент измерения в диапазоне от 0 до 360°, а строка – приведённому значению угла места в момент измерения в диапазоне от 0 до 90°. Если в строке остались нулевые значения, то они заполняются линейным приведением одного ненулевого значения к другому. Затем значения азимута и угла места переводятся в полярные координаты с радиусом 90°.

Значения мощности заносятся в массив размерностью $2M - 1$ на $2M - 1$, где строки и столбцы соотносятся с полученными полярными координатами. Поскольку матрица дискретна, то при переводе значений азимута и угла места в полярные координаты остаются незаполненные ячейки внутри заданного радиуса, которые заполняются усреднением значений близлежащих ячеек. Полученная матрица представляет собой трёхмерную модель диаграммы направленности.

Необходимо отметить, что при фиксировании во время сеансов связи мощности сигнала с КА станцией приёма информации с большей или меньшей величиной Δ_α и Δ_β , вид полученной диаграммы при построении будет приближаться или удаляться от истинной диаграммы исходя из ошибок интерполяции.

Отметим, что в представленном методе построения диаграммы направленности:

1. Не учитывается ослабление сигнала в атмосферных газах, которое целиком вызвано явлением поглощения и в основном зависит от частоты, угла места, высоты над уровнем моря и плотности водяных паров (абсолютная влажность). На частотах ниже 10 ГГц им обычно можно пренебречь [7].

2. Влияние ослабления сигнала из-за гидрометеоров не учитывается, так как выбираются сеансы связи, при проведении которых осадков нет.

3. Погрешность измерения диаграммы зависит от погрешности наведения антенны наземной станции приёма информации на КА.

4. Диаграмма направленности бортовой антенны КА строится с учётом особенностей расположения антенны и корпуса КА, а также с учётом затенения антенны рядом стоящими блоками и устройствами КА.

Возможно ускорение построения диаграммы направленности за счёт использования нескольких территориально удалённых станций приёма информации. Тогда матрица U будет получена следующим образом:

$$U = \frac{\sum_{j=1}^l U_j}{l},$$

где U_j – матрица, полученная с помощью j -станции; l – количество станций.

Апробация метода

Данный метод построения диаграммы направленности бортовой антенны КА был опробован с использованием станции приёма информации ЦПОИ «Самара». Строилась диаграмма направленности малого космического аппарата (МКА) «АИСТ-2Д», запущенного 28 апреля 2016 г. [8]. МКА имеет широконаправленную передающую антенну с косекансным видом диаграммы направленности, имеющей характерные минимумы и максимумы в зависимости от угла между продольной осью антенны и направлением к точке наблюдения.

По разработанному методу была построена диаграмма направленности антенны передачи целевой информации МКА. Исходными данными для построения были результаты измерений, полученные станцией приёма информации ЦПОИ «Самара». Результат построения представлен на рис. 3.

Диаграмма была построена из матрицы 91×361 , дискретность составила 1° . Значения элементов матрицы между собой были линейно интерполированы. Для построения использовалось 142 сеанса связи. На рис. 3 коэффициент усиления антенны изображён в градациях цвета от чёрного (минимума) к белому (максимуму).

Как видно из рис. 3, диаграмма направленности антенны МКА неравномерна, отсутствует симметрия и видны провалы. В сеансах связи провалы в диаграмме направленности характеризовались снижением уровня принимаемого сигнала.

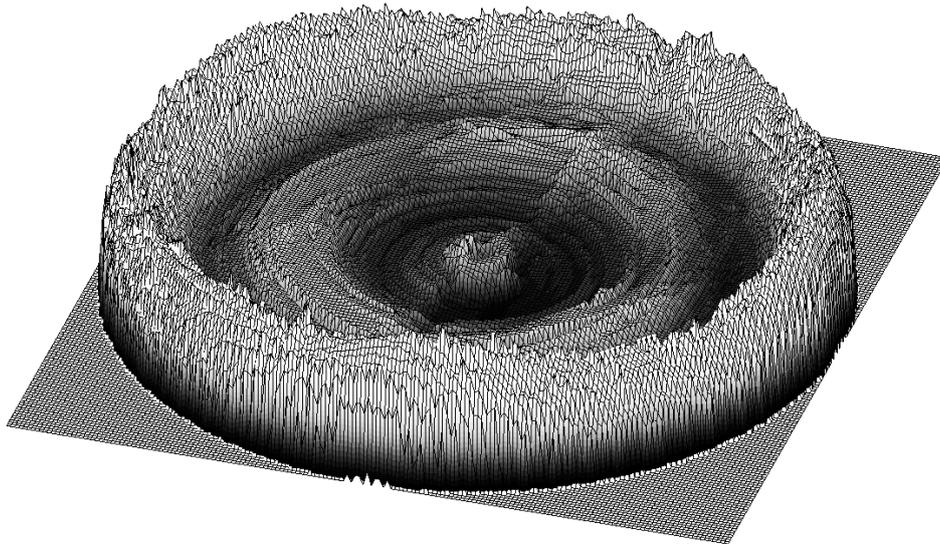


Рис. 3. Диаграмма направленности антенны КА

Анализ диаграммы позволил предположить, что при повороте МКА по углу рыскания характер изменения мощности принимаемого сигнала изменился на величину разницы уровней в диаграмме между значениями в сеансе связи с поворотом и без него. Данное предположение было подтверждено, характер изменения сигнала в процессе приёма информации соответствовал предполагаемым изменениям.

Заключение

Разработанный метод обладает рядом преимуществ, поскольку позволяет оценивать изменения характеристик антенны с течением времени, исключая при этом ограничения на использование космического аппарата по целевому применению. Результаты использования метода позволили улучшить качество приёма информации с МКА «АИСТ-2Д» станцией приёма информации ЦПОИ «Самара».

Библиографический список

1. Исследование рынка малых космических аппаратов в ретроспективе 2002-2013 гг. и с прогнозом до 2020 г. <http://o2consulting.ru/articles/market-research-mka/>
2. Захаров Л.Н., Леманский А.А., Турчин В.И., Цейтлин Н.М., Щеглов К.С. Методы измерения характеристик антенн СВЧ. М.: Радио и связь, 1985. 368 с.
3. Гавриленко В.Г., Калинин А.В. Методы измерения характеристик антенн по сигналам вземных радиоисточников. Нижний Новгород: Нижегородский государственный университет, 2012. 58 с.
4. Железнов Ю.Е., Котлова Т.В., Соломатин П.А., Халилов Р.Р., Якунин В.С. Обеспечение передачи информации на наземные пункты приёма информации с защитой от несанкционированного доступа (селективной передачи) // Сборник материалов VI научно-технической конференции «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». Москва: МНТОРЭС им. А.С. Попова, 2009. С. 189-193.
5. Расчёт ослабления в свободном пространстве. Рекомендация МСЭ-R P.525-3 (11/2016). http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.525-3-201611-I!!PDF-R.pdf
6. Журавлёв А.А. Передача цифровой информации от космических аппаратов на Землю при малых углах места. Дисс. ... канд. техн. наук. Самара, 2001. 123 с.

7. Данные о распространении радиоволн и методы прогнозирования, необходимые для проектирования систем связи Земля-космос. Рекомендация МСЭ-R P. 618-12 (07/2015). http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.618-12-201507-S!!PDF-R.pdf

8. Ахметов Р.Н., Стратилатов Н.Р., Абрашкин В.И., Халилов Р.Р., Ткаченко С.И., Космодемьянский Е.В., Борисов М.В., Ткаченко И.С., Вагнер О.И., Нураева С.П., Влащенко О.В. Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Первые результаты и перспективы // Сборник материалов XIII научно-технической конференции «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». М.: Манускрипт, 2016. С. 23-27.

DETERMINATION OF SPACECRAFT ANTENNA DIRECTIVITY PATTERN WITH THE USE OF AN EARTH-BASED STATION

© 2018

- O. V. Vasyutkina** Lead Design Engineer, “Samara” Earth remote sensing data acquisition, processing and distribution center;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
cpoi@mail.ru
- A. V. Vopilin** Design Engineer, “Samara” Earth remote sensing data acquisition, processing and distribution center;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
cpoi@mail.ru
- S. V. Raduchev** Design Engineer; “Samara” Earth remote sensing data acquisition, processing and distribution center;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
cpoi@mail.ru
- R. R. Khalilov** Candidate of Science (Engineering), Head of the “Samara” Earth remote sensing data acquisition, processing and distribution center;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
halilovr82@mail.ru
- V. S. Yakunin** Deputy Head of “Samara” Earth remote sensing data acquisition, processing and distribution center;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
svetaslav@bk.ru

The problem of defining characteristics of the spacecraft antenna directivity pattern is considered in the paper. The solution of the problem will make it possible to estimate changes of antenna parameters with time. A method of defining the spacecraft antenna directivity pattern with the use of the earth-based data receiving stations is proposed for solving the problem. The results of simulation modeling of distribution of electromagnetic radiation over the Earth's surface for different routes of flight are presented in the paper. These results show the possibility of using an earth-based data receiving station for the construction of the spacecraft antenna directivity pattern. An algorithm of calculating parts of the direction characteristic with their subsequent integration is given in the article. The conditions limiting the accuracy of the proposed method as well as the ways of speeding up the construction of the spacecraft antenna directivity pattern are determined. Approbation of the proposed method through the example of the antenna of the small spacecraft “AIST-2D” is discussed. The directivity pattern of the antenna of the radio data link for transmitting target information of the satellite was constructed for this purpose and characteristic parts of the antenna directivity pattern are defined. The results of the comparative experiment with changes in the antenna radiation direction and definition of changes in information reception characteristics are presented.

Spacecraft; Earth remote sensing; earth-based data receiving stations; antenna directivity pattern.

Citation: Vasyutkina O.V., Vopilin A.V., Raduchev S.V., Khalilov R.R., Yakunin V.S. Determination of spacecraft antenna directivity pattern with the use of an Earth-based station. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 20-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-20-27

References

1. *Issledovanie rynka malykh kosmicheskikh apparatov v retrospektive 2002-2013 gg. i s prognozom do 2020 g.* [Small spacecraft marketing survey in retrospective of 2002–2013 with a forecast up to 2020]. Available at: [http:// o2consulting.ru/articlecs/market-research-mka/](http://o2consulting.ru/articlecs/market-research-mka/)
2. Zakharov L.N., Lemanskiy A.A., Turchin V.I., Tseytlin N.M., Shcheglov K.S. *Metody izmereniya kharakteristik antenn SVCh* [Methods of measuring microwave antenna characteristics]. Moscow: Radio i Svyaz' Publ., 1985. 368 p.
3. Gavrilenko V.G., Kalinin A.V. *Metody izmereniya kharakteristik antenn po signalam vnezemnykh radioistochnikov* [Methods of measuring antenna characteristics by the signals of extraterrestrial radio sources]. Nizhny Novgorod: Lobachevsky State University of Nizhni Novgorod Publ., 2012. 58 p.
4. Zheleznov Yu.E., Kotlova T.V., Solomatin P.A., Khalilov R.R., Yakunin V.S. Obespechenie peredachi informatsii na nazemnye punkty priema informatsii s zashchitoy ot nesanktsionirovannogo dostupa (selektivnoy peredachi). *Sbornik materialov VI nauchno-tehnicheskoy konferentsii «Sistemy nablyudeniya, monitoring i distantsionnogo zondirovaniya Zemli»*. Moscow: MNTORES im. A.S. Popova Publ., 2009. P. 189-193. (In Russ.)
5. Calculation of free-space attenuation. Recommendation ITU-R P.525-3 (09/2016). Available at: http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.525-3-201611-I!!PDF-E.pdf
6. Zhuravlev A.A. *Peredacha tsifrovoy informatsii ot kosmicheskikh apparatov na Zemlyu pri malykh uglakh mesta* [Transmission of digital information from spacecraft to Earth at small elevation angles]. Thesis for a Candidate Degree in Engineering Science. Samara, 2001. 123 p.
7. Propagation data and prediction methods required for the design of Earth-space telecommunication systems. Recommendation ITU-R P.618-12 (07/2015). Available at: http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.618-12-201507-S!!PDF-R.pdf
8. Akhmetov R.N., Stratilatov N.R., Abrashkin V.I., Khalilov R.R., Tkachenko S.I., Kosmodem'yanskiy E.V., Borisov M.V., Tkachenko I.S., Vagner O.I., Nuraeva S.P., Vlasenko O.V. Opytno-tehnologicheskyy malyy kosmicheskyy apparat «AIST-2D». *Pervyye rezul'taty i perspektivy. Sbornik materialov XIII nauchno-tehnicheskoy konferentsii «Sistemy nablyudeniya, monitoring i distantsionnogo zondirovaniya Zemli»*. Moscow: Manuskript Publ., 2016. P. 23-27. (In Russ.)

ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ БЛОКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ: ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ

©2018

- Л. В. Водичева** старший научный сотрудник;
НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова, г. Екатеринбург;
avt@npoa.ru
- Л. Н. Бельский** кандидат технических наук, заместитель генерального директора – первый заместитель генерального конструктора по ракетно-космической технике;
НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова, г. Екатеринбург;
avt@npoa.ru
- Ю. В. Парышева** кандидат физико-математических наук, начальник группы;
НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова, г. Екатеринбург;
avt@npoa.ru
- А. А. Лыццов** инженер-конструктор 1 категории;
НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова, г. Екатеринбург;
avt@npoa.ru

Рассматривается бесплатформенный инерциальный измерительный блок (БИИБ) со структурной избыточностью, предназначенный для повышения отказоустойчивости и точности БИНС для изделий ракетно-космической техники. БИИБ включает шесть датчиков угловой скорости и шесть акселерометров, что позволяет для датчиков каждого типа с высокой вероятностью диагностировать и парировать одну неисправность и с более низкой вероятностью – две неисправности. Приведены известные теоретические и практические технические решения в этой области. Рассматривается задача оптимизации ориентации измерительных осей; критерием оптимизации является точность оценки проекций измеряемого вектора в ортогональной приборной системе координат. Приводится решение задачи в условиях отсутствия неисправностей, одной неисправности и двух неисправностей. Анализируются алгоритмы контроля, диагностики и парирования неисправностей (КДПН). Рассматриваются результаты тестирования базовых алгоритмов КДПН, проведённого с помощью математического моделирования. Приводится сравнение полученных оптимальных конфигураций измерительных осей с точки зрения эффективности диагностики. Показано, что ни один из методов не даёт 100-процентной правильной диагностики не только для двух, но и для одной неисправности. Анализируются возможные причины неправильной диагностики.

Бесплатформенный инерциальный измерительный блок; структурная избыточность; контроль; диагностика и парирование неисправностей.

Цитирование: Водичева Л.В., Бельский Л.Н., Парышева Ю.В., Лыццов А.А. Инерциальные измерительные блоки перспективных изделий ракетно-космической техники: обеспечение отказоустойчивости // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 28-44.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-28-44

Введение

Одним из основных требований к системам управления изделий ракетно-космической техники является повышение надёжности и обеспечение работоспособности при наличии одной либо двух возможных неисправностей. Классическим способом повышения надёжности и обеспечения отказоустойчивости является использование избыточности.

В части инерциальных измерительных блоков это означает введение в их структуру избыточных измерителей, находящихся в «горячем» резерве. Выделяют три основных способа резервирования [1]:

- 1) резервирование на уровне одноосных измерителей;

2) резервирование на уровне избыточной инерциальной измерительной системы (неизбыточного бесплатформенного инерциального измерительного блока, включающего три датчика угловой скорости (ДУС) и три акселерометра, либо гиросtabilизированной платформы с установленными на ней акселерометрами);

3) резервирование на основе структурной избыточности, при которой оси чувствительности датчиков, установленные в общем случае неортогонально друг к другу, образуют единый измеритель вектора.

Наиболее эффективной с точки зрения габаритно-массовых характеристик и стоимости является структурная избыточность. В частности, для обеспечения работоспособности при одной возможной неисправности (ОВН) в первых двух случаях требуется девять датчиков одного типа, тогда как при структурной избыточности достаточно пяти [2].

Общей тенденцией развития инерциальных навигационных систем (ИНС) является переход к бесплатформенным ИНС (БИНС), которые имеют преимущества в надёжности, технологичности, прочности, стоимости, габаритах, массе, меньшей чувствительности к перегрузкам. Дополнительным преимуществом БИНС является возможность обеспечения отказоустойчивости за счёт структурной избыточности.

Обеспечение отказоустойчивости при ОВН рассматриваются в работе применительно к бесплатформенному инерциальному измерительному блоку (БИИБ) на базе шести ДУС и шести акселерометров. Выбор БИИБ с шестью осями обусловлен тем, что по сравнению с пятиосным БИИБ введение дополнительной измерительной оси существенно влияет на габаритно-массовые характеристики и стоимость, позволяя при этом гарантированно диагностировать один неисправный датчик и с относительно большой вероятностью – два неисправных датчика.

Создание избыточных отказоустойчивых БИИБ требует решения ряда задач. В работе рассмотрены две из них: первая – определение ориентаций осей чувствительности измерителей, оптимальных с точки зрения точности и эффективности диагностики, и вторая – построение эффективных алгоритмов контроля, диагностики и парирования неисправностей (КДПН).

Использование структурной избыточности при измерении векторов угловой скорости и линейного ускорения для обеспечения отказоустойчивости и повышения надёжности системы стало самостоятельной задачей разработки БИНС, начиная с 60-х годов прошлого века. Работы [3-8], опубликованные в 70-х годах, опирались на более ранние работы 60-х годов. Они были посвящены конкретным системам с заданным числом и типом датчиков и с заданной конфигурацией их измерительных осей. Рассматривались, в основном, системы с шестью измерительными осями, что позволяло идентифицировать одновременно две возможные неисправности и обнаружить наличие трёх и более неисправностей.

Параллельно вопросы использования избыточности рассматривались в более общей постановке. Одним из направлений таких исследований была функциональная диагностика и поиск дефектов в различных технических системах [9]. В [1] вопросы оптимального использования избыточности рассматриваются применительно к системам управления летательных аппаратов.

Фундаментальный подход к проблеме оптимизации ориентации измерительных осей применяется в работе [10]. Использование методов теории планирования эксперимента позволило найти условия оптимальности и построить множества оптимальных конфигураций при произвольном количестве измерительных осей. Позже другим путём были получены те же условия оптимальности для произвольного числа измерительных осей и найдены их оптимальные конфигурации [11].

В настоящее время исследования в этой области продолжают, например [12-15]. Продолжается и практическое внедрение избыточных инерциальных систем, например [16]. Вопросы создания избыточных БИНС для перспективных систем управления прорабатывались в Московском институте электромеханики и автоматики для авиационных применений [17], в РКК «Энергия» – для космических аппаратов [18]. Проводились и теоретические исследования, например [10;11;19]. На XIII Международном авиационно-космическом салоне МАКС-2017 ФГУП «НПЦАП им. академика Н.А. Пилюгина» продемонстрировало два образца избыточных БИИБ на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) разработки компании Оптилинк [20]. БИИБ разработки НПП «Антарес» (г. Саратов) на базе четырёх ВОГ и четырёх маятниковых кварцевых акселерометров прошёл все виды наземной отработки, включая комплексные испытания в составе космических аппаратов «Персона» №1 и «Лотос» №1 [21]. В НПО автоматики проводится разработка высокоточной БИНС на базе шести ДУС и шести акселерометров для перспективных средств выведения – в рамках Федеральной космической программы на 2016-2025 годы.

Таким образом, в теории и практике создания избыточных отказоустойчивых бесплатформенных инерциальных измерительных блоков накоплен значительный и разнообразный опыт, который был учтён авторами при решении задач проектирования избыточного бесплатформенного инерциального измерительного блока.

Формализация рассматриваемых задач

Введём ряд условий и ограничений, которые, не нарушая общности, позволят формализовать решаемые задачи. Будем считать, что инерциальные датчики, входящие в БИИБ, являются одноосными и имеют независимые погрешности измерения, представляющие собой случайные величины с одинаковыми дисперсиями соответствующих составляющих погрешностей. При выборе оптимальных конфигураций ограничимся аддитивной составляющей погрешности.

Под неисправностью будем понимать только отказы, то есть случаи внезапной деградации точности. Случаи постепенной деградации точностных характеристик датчиков, вызванной, в частности, старением, целесообразно рассматривать как отдельную задачу совместно с задачей калибровки с помощью избыточных измерений [4]. Задачу предварительной фильтрации измерений с целью снижения влияния шума датчика на эффективность алгоритмов диагностики также имеет смысл рассматривать как отдельную задачу, поскольку алгоритмы фильтрации в значительной мере определяются моделью погрешностей датчиков [3;4;7].

При принятых ограничениях уравнение измерения, связывающее оцениваемые проекции измеряемого трёхмерного вектора \vec{x} на оси ортогональной приборной системы координат (ПСК) и показания N датчиков, имеет вид [22]:

$$Z = H X + E + F, \quad (1)$$

где Z – матрица-столбец $N \times 1$ показаний датчиков (проекций угловой скорости, либо кажущегося ускорения на их оси чувствительности); H – матрица $N \times 3$ направляющих косинусов осей чувствительности (ОЧ) датчиков в ПСК; X – матрица-столбец 3×1 оцениваемых проекций измеряемого вектора \vec{x} в ПСК; E – матрица-столбец $N \times 1$ погрешностей исправных датчиков; F – матрица-столбец $N \times 1$ неисправностей (задаваемых как аддитивные добавки, представляющие собой разность между показаниями неисправных датчиков и соответствующими измеряемыми величинами).

При структурной избыточности любые три строки матрицы H линейно независимы и любая тройка датчиков может быть использована как избыточный измеритель вектора для полного решения задач ориентации и навигации.

Для того чтобы выявить наличие неисправностей, необходимо оценить уровень погрешностей датчиков. Избыточность позволяет строить функции показаний датчиков, инвариантные к измеряемому вектору, то есть представляющие собой функции только погрешностей. Анализ этих функций позволяет при определённых условиях не только выявить наличие неисправностей, но и определить неисправные датчики. Построение этих функций и методов их анализа и лежит в основе алгоритмов контроля и диагностики.

Поскольку уравнение (1) линейно, оценка проекций измеряемого вектора в ПСК также будет линейной:

$$\hat{X} = G Z, \quad (2)$$

где G – матрица $3 \times N$, определяемая алгоритмом оценки.

При построении матрицы G учитываются результаты диагностики (решается задача парирования неисправностей) – как правило, показания неисправных датчиков исключаются из последующей обработки. Полученные с помощью соотношения (2) проекции измеряемых векторов угловой скорости и линейного ускорения в ортогональной приборной системе координат поступают на вход стандартных алгоритмов БИНС.

Для оценки составляющих измеряемого вектора в приборной системе координат целесообразно использовать метод наименьших квадратов (МНК). В предположении, что погрешности датчиков являются независимыми аддитивными случайными величинами, на классе всех несмещённых оценок МНК даёт минимальную дисперсию погрешности оценки по каждому компоненту оцениваемого вектора [22]. Для МНК матрица G и ковариационная матрица $D[\delta X]$ погрешностей оценки проекций измеряемого вектора в ПСК (при равноточных измерителях с дисперсией погрешности измерения, равной σ^2) имеют вид:

$$G = (H^T H)^{-1} H^T; \quad D[\delta X] = \sigma^2 (H^T H)^{-1}. \quad (3)$$

Выбор ориентаций осей чувствительности, оптимальных с точки зрения точности, может быть сведён к нахождению матрицы H , минимизирующей заданную функцию элементов матрицы $D[\delta X]$.

Оптимизация ориентации осей чувствительности датчиков

Задачу оптимизации ориентации измерительных осей будем решать в предположении, что все датчики исправны. В работе [11] эта задача решена применительно к произвольному числу датчиков, в качестве критерия оптимальности рассматривался минимум суммы дисперсий погрешностей оценки измеряемого вектора в ортогональной ПСК, равной следу ковариационной матрицы (3). Там же показано, что два других критерия – минимум определителя ковариационной матрицы и минимум её числа обусловленности (отношения максимального собственного числа к минимальному) дают то же самое решение.

Все три критерия инвариантны к выбору ПСК. Действительно, при переходе к произвольной ортогональной системе координат с помощью ортогональной матрицы V

матрица направляющих косинусов осей датчиков будет иметь вид HV^T , а ковариационная матрица погрешностей оценки примет вид $\sigma^2 V (H^T H)^{-1} V^T$, то есть будет подобна ковариационной матрице (3). Известно, что следы, определители и собственные числа подобных матриц равны [23].

Рассмотренные критерии могут быть интерпретированы как параметры эллипсоида рассеивания: 1) след матрицы – сумма квадратов полуосей; 2) корень из определителя матрицы – объём; 3) число обусловленности – отношение квадрата наибольшей главной оси к квадрату наименьшей. Третий критерий характеризует чувствительность погрешности оценки вектора в ПСК к погрешностям датчиков.

При оптимальной ориентации осей N -мерные векторы-столбцы $H^{(1)}, H^{(2)}, H^{(3)}$ матрицы H ортогональны между собой и имеют одинаковую норму, равную $\sqrt{\frac{N}{3}}$; ковариационная матрица $D[\delta X]$ диагональна, её элементы равны $\frac{3\sigma^2}{N}$. При отсутствии неисправностей избыточность позволяет увеличить точность оценки измеряемого вектора в $\sqrt{\frac{N}{3}}$. Эллипсоид рассеивания является сферой, и точность оценки проекций вектора в ПСК не зависит от выбора ориентаций осей ПСК относительно измерительных осей, а зависит только от конфигурации осей чувствительности измерителей.

Для произвольного числа измерителей были найдены две оптимальные конфигурации [11]: 1) «Конус» – равномерное расположение осей по образующим кругового конуса с половиной угла при вершине осевого сечения, равной $\arccos \sqrt{\frac{1}{3}} \approx 54.7^\circ$; 2) «Конус с осью» (для чётного числа датчиков) – равномерное расположение осей $N-1$ датчика по образующим кругового конуса с половиной угла при вершине осевого сечения, равной $\arccos \sqrt{\frac{N-3}{3(N-1)}}$, и одной оси – по оси конуса.

Полученные для произвольного числа датчиков оптимальные конфигурации «Конус» и «Конус с осью» для шести осей имеют свои особенности. При конфигурации «Конус» измерительные оси представляют собой две ортогональные триады, что может быть использовано при практической реализации БИИБ. Для конфигурации «Конус с осью» оси чувствительности датчиков ортогональны непараллельным граням правильного многогранника – додекаэдра, поэтому далее будем называть эту конфигурацию «Додекаэдр». Для «Додекаэдра» угол между любыми двумя осями один и тот же и равен $\arccos \frac{1}{\sqrt{5}} \approx 63.4349^\circ$, то есть оси ориентированы в трёхмерном пространстве максимально равномерно. Эти две конфигурации и рассматриваются в большинстве работ, посвящённых избыточным БИИБ на шести осях.

Проведённые авторами исследования (с использованием результатов работы [10]) показали, что кроме «Конуса» и «Конуса с осью» для шести измерительных осей существует ещё два бесконечных множества конфигураций, удовлетворяющих всем трём критериям оптимальности. Первое – множество двух вложенных друг в друга конусов («Два конуса»). Второе – две ортогональные триады («Две триады»).

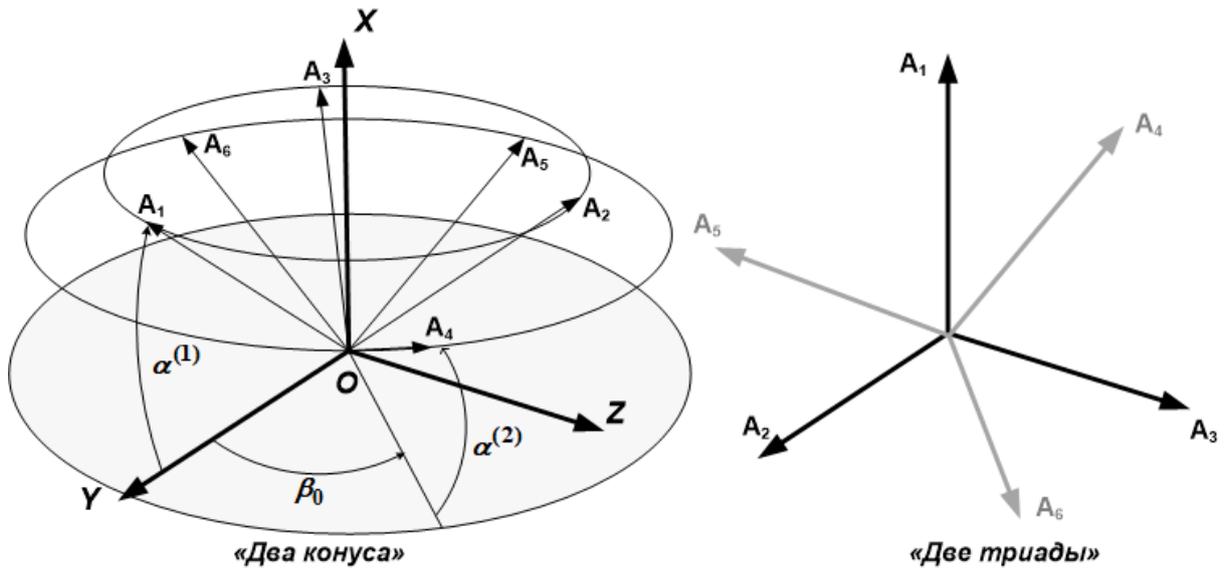


Рис. 1. Оптимальные конфигурации шести измерительных осей

Для конфигурации «Два конуса» оси датчиков располагаются равномерно по образующим двух конусов с общей осью; угол между плоскостью, ортогональной оси конусов, и осью первого конуса (A_1, A_2, A_3) равен $\alpha^{(1)}$, второго (A_4, A_5, A_6) – $\alpha^{(2)}$; угол поворота проекций осей второго конуса относительно проекций осей первого конуса равен β_0 (рис. 1). Таким образом, множество «Два конуса» задаётся с помощью трёх параметров: углов $\alpha^{(1)}$, $\alpha^{(2)}$, β_0 ; при этом для оптимальной конфигурации должно выполняться соотношение: $3(\sin^2 \alpha^{(1)} + \sin^2 \alpha^{(2)}) = \frac{3}{2}(\cos^2 \alpha^{(1)} + \cos^2 \alpha^{(2)}) = 2$. «Две триады» при любом их взаимном расположении при отсутствии неисправностей дают оптимальное решение.

При отсутствии неисправностей для всех оптимальных конфигураций нормированная ковариационная матрица $(H^T H)^{-1}$ диагональна, её собственные числа равны $\lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3 = 0,5$, число обусловленности равно единице, след равен 1,5 и эллипсоид рассеивания представляет собой сферу радиуса $\sqrt{0,5}$ и объёма $\sqrt{0,125} \approx 0,3535$. Суммарная погрешность оценки (корень из суммы дисперсий) в $\sqrt{2} \approx 1,414$ раз меньше, чем для избыточного трёхосного измерителя вектора.

При одной неисправности, если показания неисправного датчика исключаются из последующей обработки (соответствующая строка матрицы H обнуляется), для всех оптимальных конфигураций получаем следующие значения критериев оптимальности.

Собственные числа матрицы $(H^T H)^{-1}$ равны $\lambda_1 = 1$, $\lambda_2 = \lambda_3 = 0,5$; число обусловленности равно двум; след равен 2. Эллипсоид рассеивания представляет собой вытянутый эллипсоид вращения объёма 0,5 с наибольшей главной осью, ориентированной вдоль оси чувствительности неисправного датчика, и двумя другими, лежащими в ортогональной плоскости. Суммарная погрешность оценки в $\sqrt{1,5} \approx 1,225$ раз меньше, чем для избыточного измерителя.

Очевидно, что среди множества оптимальных конфигураций существуют конфигурации, для которых углы между осями измерителей могут быть близкими к нулю.

Это приводит к тому, что при двух неисправностях погрешности оценки измеряемого вектора могут обращаться в бесконечность. Для того чтобы избежать этого, наложим дополнительное условие: минимальный угол между осями измерителей должен быть максимальным.

Для «Двух конусов» задача формализуется следующим образом (рис. 1): найти

$$\max_{\alpha^{(1)}, \alpha^{(2)}, \beta_0} \left(\min_{i, j=1 \dots 6, i \neq j} \left| \left(\hat{A}_i, \hat{A}_j \right) \right| \right).$$

Решением этой задачи являются значения $\beta_0 = \frac{\pi}{3}$;

$$\alpha^{(1)} = \arcsin \sqrt{\frac{\sqrt{5}+2}{3\sqrt{5}}} \approx 52,62^\circ; \quad \alpha^{(2)} = \arcsin \sqrt{\frac{\sqrt{5}-2}{3\sqrt{5}}} \approx 10,81^\circ,$$

при которых любые две

измерительные оси образуют между собой один и тот же угол, равный $\arccos \frac{1}{\sqrt{5}}$, то есть полученная конфигурация является «Додекаэдром». Отметим, что «Додекаэдр» является решением задачи оптимизации конфигурации шести осей при единственном критерии – максимуме минимального угла между измерительными осями.

Для формализации задачи оптимизации для «Двух триад» свяжем с осями одной из триад оси ПСК. Ориентацию второй триады в ПСК зададим через параметры Эйлера: ось и угол поворота первой триады до смещения со второй. Пусть α, β – углы, задающие направление оси поворота; γ – угол поворота. Оптимальное решение получается при $\alpha = \arccos \sqrt{\frac{1}{3}}, \beta = \frac{\pi}{4}, \gamma = \frac{\pi}{6}$ и представляет собой «Конус».

Для конфигурации «Додекаэдр» при ориентации осей ПСК вдоль ортогональных осей симметрии (рис. 2) матрица направляющих косинусов ОЧ датчиков при отсутствии погрешностей углов привязки имеет вид:

$$H = \begin{bmatrix} c & c & 0 & 0 & s & -s \\ s & -s & c & c & 0 & 0 \\ 0 & 0 & s & -s & c & c \end{bmatrix}^T, \text{ где } c = \sqrt{\frac{5+\sqrt{5}}{10}} = \cos \varphi, s = \sqrt{\frac{5-\sqrt{5}}{10}} = \sin \varphi.$$

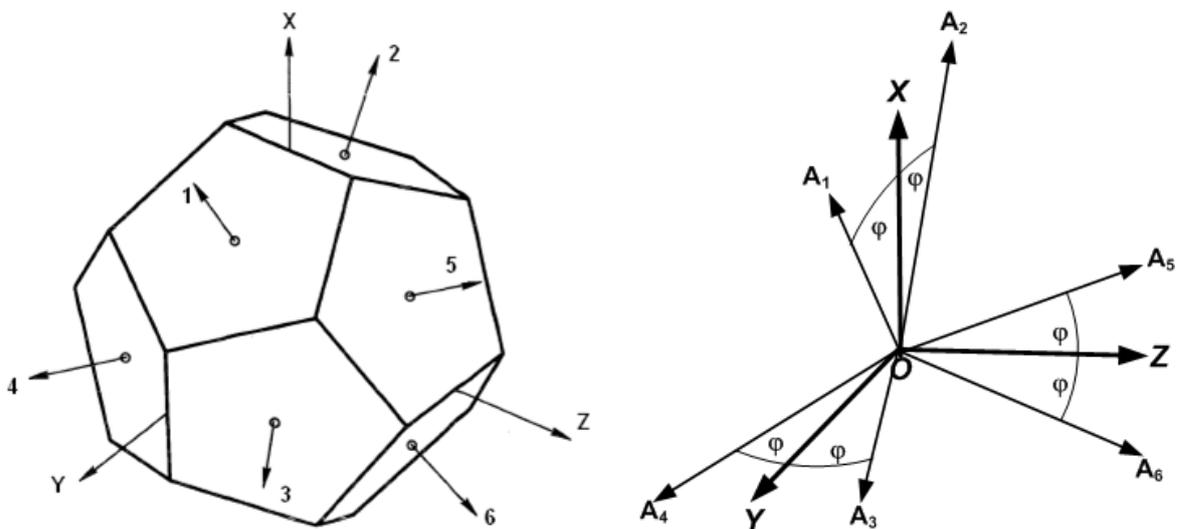


Рис. 2. Конфигурация «Додекаэдр» с ориентацией осей ПСК вдоль ортогональных осей симметрии

При любых двух неисправностях собственные числа матрицы $(H^T H)^{-1}$ имеют одни и те же значения: $\lambda_1 = \frac{5 + \sqrt{5}}{4} \approx 1,809$, $\lambda_2 = \frac{5 - \sqrt{5}}{4} \approx 0,691$, $\lambda_3 = \frac{1}{2}$, то есть эллипсоид рассеивания имеет одну и ту же форму. Наибольшая полуось эллипсоида рассеивания направлена по биссектрисе острого угла, образованного осями отказавших датчиков; средняя полуось – по биссектрисе тупого угла; наименьшая полуось ортогональна плоскости, образованной осями отказавших датчиков. При отказавших первом и втором датчиках главные оси эллипсоида рассеивания будут совпадать с соответствующими осями ПСК – OX, OY, OZ . Суммарная погрешность оценки проекций вектора равна суммарной погрешности неизбыточного измерителя.

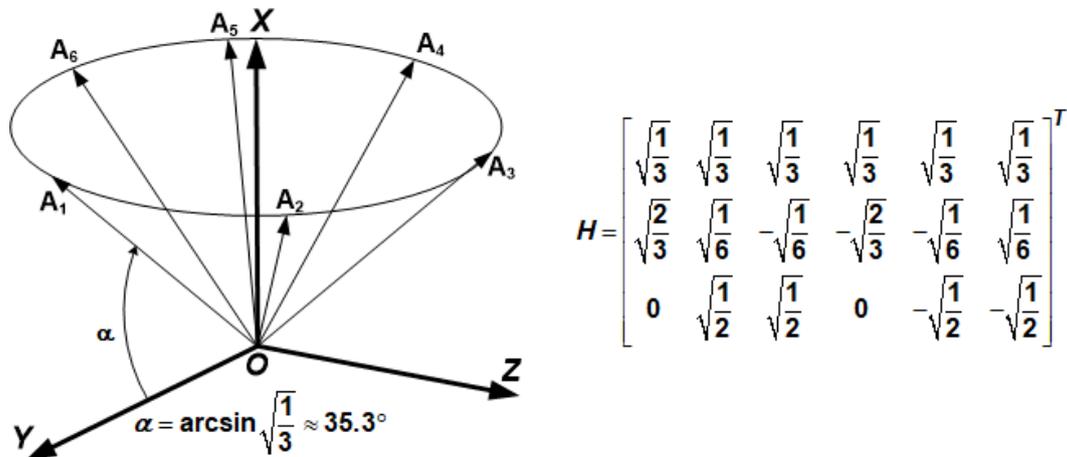


Рис. 3. Конфигурация «Конус» с ориентацией одной из осей ПСК вдоль оси конуса

Для «Конуса» (рис. 3) собственные числа ковариационной матрицы и соответственно параметры эллипсоида рассеивания зависят от номеров отказавших датчиков. Для всех случаев двух отказов наименьшая ось эллипсоида рассеивания направлена ортогонально плоскости, образованной осями отказавших датчиков. Наихудшая ситуация возникает, когда отказывают два рядом стоящие датчика, это 6 случаев из 15. В этой ситуации собственные числа матрицы $(H^T H)^{-1}$ равны $\lambda_1 = 3$, $\lambda_2 = \frac{3}{5}$, $\lambda_3 = \frac{1}{2}$ и значения всех рассматриваемых критериев хуже, чем для додекаэдра. Наибольшая ось эллипсоида рассеивания направлена по биссектрисе угла между осями отказавших датчиков. Суммарная погрешность в наихудшей ситуации в 1,17 раза больше, чем для неизбыточного измерителя.

Наилучшая ситуация имеет место, когда отказывают два датчика, стоящие через один, то есть одна ортогональная триада датчиков остаётся исправной; это также 6 случаев из 15. В этой ситуации собственные числа нормированной ковариационной матрицы равны $\lambda_1 = \lambda_2 = 1$, $\lambda_3 = \frac{1}{2}$ и значения всех критериев лучше, чем для «Додекаэдра». Эллипсоид рассеивания представляет собой сплюснутый эллипсоид вращения. Суммарная погрешность в 1,1 раза меньше, чем для неизбыточного измерителя.

Для третьего случая двух отказов, когда отказавшие датчики расположены через два (3 случая из 15), значения критериев также лучше, чем для «Додекаэдра», и суммарная погрешность несколько меньше (в 1,04 раза), чем для неизбыточного измерителя.

ля. Собственные числа матрицы равны $\lambda_1 = \frac{3}{2}$, $\lambda_2 = \frac{3}{4}$, $\lambda_3 = \frac{1}{2}$; наибольшая ось эллипсоида рассеивания лежит в плоскости, образованной осями отказавших датчиков, ортогонально оси конуса.

Значения параметров эллипсоида рассеивания при двух неисправностях для «Додекаэдра» и для «Конуса» приведены в таблице.

Таблица. Значения параметров эллипсоида рассеивания при двух неисправностях

Номера неисправных датчиков	Сумма квадратов полуосей		Объем		Отношение квадрата наибольшей полуоси к наименьшей	
	«Конус»	«Додекаэдр»	«Конус»	«Додекаэдр»	«Конус»	«Додекаэдр»
1,2; 2,3; 3,4; 4,5; 5,6; 6,1	4,1	3	$\sqrt{\frac{9}{10}} \approx 0,949$	$\frac{\sqrt{10}}{4}$	6	$\frac{5 + \sqrt{5}}{2}$
1,3; 1,5; 3,5; 2,4; 2,6; 4,6	2,5		$\sqrt{\frac{1}{2}} \approx 0,707$		2	
1,4; 2,5; 3,6	2,75		0,75		3	
<i>среднее</i>	<i>3,19</i>	<i>3</i>	<i>$\approx 0,802$</i>	<i>$\approx 0,791$</i>	<i>3,8</i>	<i>$\approx 3,618$</i>

Как видно из таблицы, средние значения точностных характеристик для «Конуса» несколько хуже, чем для «Додекаэдра».

Алгоритмы контроля, диагностики и парирования неисправностей

Работа алгоритмов КДПН состоит из трёх последовательных этапов: 1) контроль на наличие отказов; 2) диагностика отказавших датчиков; 3) оценка проекций измеряемых векторов в ортогональной приборной системе координат с исключением влияния отказавших датчиков на точность измерения (парирование отказов). Методы контроля и диагностики можно разделить на пороговые и беспороговые [10]. На этапе выявления неисправностей все методы являются пороговыми: решение о наличии неисправностей принимается на основе сравнения функции погрешностей датчиков с порогом (уравнения сравнения или паритета). На этапе диагностики неисправных датчиков для пороговых методов решение принимается на основе анализа уравнений сравнения, а для беспороговых – на основе оптимизации некоторых функций, характеризующих погрешности каждого датчика. Классификация и анализ методов диагностики приведены в работе [24].

Для анализа и сравнения рассмотрим три базовых метода: метод голосования, метод инвариантов и метод сравнения со средним. Метод сравнения со средним является беспороговым методом, остальные относятся к пороговым. В работе [25] приводится подробное описание алгоритмов этих методов применительно к шести измерительным осям. Наиболее наглядную физическую интерпретацию имеет метод «голосования». Суть его заключается в следующем: из показаний всех возможных троек датчиков строятся оценки измеряемого вектора, таких троек будет $C_6^3 = 20$. Затем строятся разности оценок измеряемых векторов (уравнения сравнения), полученные с помощью показаний различных троек, таких уравнений будет $C_{20}^2 = 190$. В зависимости от уравнений, прошедших контроль на допуск, принимается решение о том, какие датчики являются неисправными; далее показания неисправных датчиков при обработке информации не используются. Метод «голосования» наиболее громоздкий из пороговых мето-

дов с точки зрения реализации в бортовом компьютере: один шаг алгоритма требует построения и анализа 190 уравнений сравнения – в нём явно заложена избыточность.

Наиболее компактным из пороговых методов является метод инвариантов: в нём число уравнений сравнения минимально. Уравнения сравнения строятся как линейные комбинации показаний всевозможных четвёрок датчиков, инвариантные измеряемому вектору и содержащие только погрешности и неисправности датчиков. Таких уравнений будет $C_6^4 = 15$. Как и в методе голосования, решение о наличии неисправностей принимается на основе анализа уравнений сравнения: при одной неисправности контроль на допуск пройдёт $C_5^4 = 5$ уравнений, при двух неисправностях $C_4^4 = 1$ уравнение. Если неисправностей больше двух, то ни одно из уравнений не пройдёт контроль на допуск. Во всех остальных случаях результатом работы алгоритма будет отказ диагностики. Идентификация неисправного датчика проводится путём анализа уравнений сравнения, прошедших контроль на допуск.

Беспороговые методы являются математически эквивалентными [24]; наиболее наглядную физическую интерпретацию из них имеет метод сравнения со средним. В этом методе уравнение сравнения строится как сумма квадратов разностей между измерениями и их оценками. Оценки измерения рассчитываются с помощью соотношения (1), в котором в качестве X используется оценка измеряемого вектора \hat{X} , полученная в соответствии с соотношением (2). Если уравнение сравнения не проходит контроль на допуск, неисправным считается датчик, для которого нормированная разность между измерением вектора и его оценкой максимальна. Для диагностики и идентификации второй неисправности проводится вторая итерация в том же цикле обработки.

Сравнение эффективности диагностики для рассмотренных выше базовых методов проводилось методом математического моделирования. Моделирование работ алгоритмов проводилось для двух оптимальных конфигураций – «Конус» и «Додекаэдр» – при отсутствии неисправностей, при одной неисправности и двух неисправностях при всевозможных сочетаниях исправных и неисправных датчиков. Результаты оценивались процентным соотношением между четырьмя возможными результатами работы алгоритма: 1) правильная диагностика; 2) ложное выявление неисправностей при отсутствии невыявленных неисправностей; 3) невыявление неисправностей; 4) отказ диагностики, означающий невозможность принятия решения о том, какие датчики неисправны, на основе анализа уравнений сравнения.

Как показали результаты моделирования, для всех рассмотренных методов эффективность диагностики для конфигурации «Додекаэдр» выше, чем для конфигурации «Конус». При отсутствии неисправностей наиболее эффективным оказался метод голосования: он даёт 100-процентную правильную диагностику для обеих оптимальных конфигураций. При использовании метода инвариантов возникают отказы диагностики (для «Додекаэдра» в 2,1 % случаев, для «Конуса» – в 2,2 % случаев). Для метода сравнения со средним имеют место случаи ложного выявления отказов (для «Додекаэдра» в 2,5 % случаев, для «Конуса» в 2,7 % случаев).

На рис. 4, 5 приведены результаты моделирования работ алгоритмов КДПН при одной и двух неисправностях при отсутствии погрешностей исправных датчиков. При одной неисправности частота ложного выявления отказов равно нулю для всех методов. Частота правильной диагностики наиболее высока для метода сравнения со средним (рис. 4); при этом, в отличие от пороговых методов, он не имеет случаев отказов диагностики.



Рис. 4. Результаты моделирования при одной неисправности

Метод сравнения со средним имеет наиболее высокую вероятность правильной диагностики и при двух неисправностях (рис. 5). Однако, в отличие от пороговых методов, он имеет достаточно высокую частоту ложного выявления отказов (6,4 %) и неприемлемо высокую для рассматриваемых применений частоту невыявления отказов (15,2 %). И для метода голосования, и для метода инвариантов решающие правила для идентификации исправных и неисправных датчиков основаны на достаточно жёстких условиях: число уравнений сравнения, прошедших и не прошедших контроль на допуск, должно быть строго определённым. Это приводит к высокой частоте отказов диагностики (36,5 % для метода инвариантов, 65,8 % для метода голосования). И тот, и другой методы могут быть модифицированы путём ослабления условий принятия решений о неисправных датчиках [2; 25; 26]. Было разработано и промоделировано несколько модифицированных методов голосования и методов инвариантов. Наиболее эффективный из них основан на методе инвариантов и позволяет повысить вероятность правильной диагностики с 58,4 до 67,0 %. Задача выбора алгоритма диагностики требует дальнейшей проработки.

Общепринято, что при шести измерительных осях возможны диагностика и парирование одной и двух возможных неисправностей. Однако как видно из результатов моделирования, даже при отсутствии погрешностей исправных датчиков ни один из методов не даёт 100-процентную вероятность правильной диагностики не только для двух, но и для одной неисправности.

Это обусловлено тем, что при определённых характеристиках погрешностей датчиков результаты диагностики становятся недостоверными, при этом при наличии погрешностей исправных датчиков эффективность диагностики снижается [2;25]. Причины возникновения отказов диагностики, ложного выявления неисправных датчиков и невыявления неисправных датчиков можно разделить на две группы.



Рис. 5. Результаты моделирования при двух неисправностях

Первая из них связана с взаимной компенсацией неисправностей. В этом случае могут отказать два или более датчиков со сколь угодно большими значениями неисправностей, но уравнения сравнения, в которые входят показания неисправных датчиков, проходят контроль на допуск. В работе [24] показано, что такой случай, причём для всех методов диагностики, возникает, в частности, когда вектор неисправностей представляет собой линейную комбинацию столбцов матрицы H . Для этого случая достоверность диагностики может быть повышена путём увеличения количества датчиков, находящихся в «горячем» резерве. Для обеспечения отказоустойчивой работы при k одновременных неисправностях датчиков одного типа необходимо $2k + 3$ измерительных осей [5], то есть для диагностики двух неисправностей осей должно быть семь.

Вторая группа условий связана с близостью к допусковым константам либо погрешностей исправных датчиков, либо неисправностей. Если величина неисправности отказавшего датчика близка к допусковой константе, то она может компенсироваться погрешностями исправных датчиков. С другой стороны, возможны случаи, когда большие по значению погрешности исправных датчиков могут приводить к отказам диагностики и ложному выявлению неисправностей. Возможным решением этой проблемы может быть реализация алгоритмов контроля и диагностики с двумя уровнями допусков, что требует дополнительной проработки с учётом моделей шумов измерения и неисправностей реальных датчиков.

Заключение

Использование шести ДУС и шести акселерометров для построения БИИБ со структурной избыточностью позволяет гарантированно диагностировать один неисправный датчик и с относительно большой вероятностью – два неисправных датчика одного типа.

Сравнение двух оптимальных конфигураций при двух возможных отказах показало, что с точки зрения точности измерения вектора «Додекаэдр» предпочтительней, чем «Конус».

С точки зрения эффективности диагностики конфигурация «Додекаэдр» также предпочтительней: для неё вероятность правильной диагностики выше, а вероятность невыявления неисправностей ниже, чем для «Конуса». Однако окончательное решение о выборе конфигурации измерительных осей целесообразно принимать с учётом технических и эксплуатационных характеристик БИИБ совместно с разработчиком измерительного блока.

Из результатов исследований следует, что ни один из методов не даёт 100-процентную вероятность правильной диагностики не только для двух, но и для одной неисправности. Этот вопрос требует дальнейших исследований с учётом моделей шумов измерения и неисправностей реальных датчиков.

Библиографический список

1. Епифанов А.Д. Избыточные системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1978. 144 с.
2. Водичева Л.В., Лысцов А.А., Парышева Ю.В. Обеспечение отказоустойчивости инерциального измерительного блока для перспективных средств выведения // *Ракетно-космическая техника*. 2017. Т. 1, № 2 (10). С. 49-61.
3. Gilmore J.P., Mckern R.A. A Redundant Strapdown Inertial Reference Unit // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1972. V. 9, Iss. 1. P. 39-47. DOI: 10.2514/3.61628
4. Wilcox J.C. Maximum Likelihood Failure Detection for Redundant Inertial Instruments // *AIAA Guidance and Control Conference*. Stanford, Calif., Aug. 1972. AIAA Paper no. 72-864.
5. Potter J.E., Deckert J.C. Minimax Failure Detection and Identification in Redundant Gyro and Accelerometer Systems // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1973. V. 10, Iss. 4. P. 236-243. DOI: 10.2514/3.27753
6. Pejsa A.J. Optimum Skewed Redundant Inertial Navigators // *Guidance and Control Conference*. 1973. DOI: 10.2514/6.1973-850
7. Ebner R.E., Mark J.G. Redundant Integrated Flight-Control/Navigation Inertial Sensor Complex // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1978. V. 1, Iss. 2. P. 143-149. DOI: 10.2514/3.55757
8. Daly K.C., Gai E., Harrison J.V. Generalized Likelihood Test for FDI in Redundant Sensor Configurations // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1979. V. 2, Iss. 1. P. 9-17. DOI: 10.2514/3.55825
9. Мироновский Л.А. Функциональное диагностирование динамических систем (обзор) // *Автоматика и телемеханика*. 1980. № 8. С. 96-121.
10. Белов Е.А. Разработка алгоритмов и методов надёжного и точного определения параметров движения в системах со структурной избыточностью. Дис. ... канд. техн. наук. Ленинград, 1981. 162 с.

11. Водичева Л.В. Повышение надёжности и точности бесплатформенного инерциального измерительного блока при избыточном количестве измерений // Гироскопия и навигация. 1997. № 1 (16). С. 55-67.
12. Yang C-K., Shim D-S. Accommodation rule based on navigation accuracy for double faults in redundant inertial sensor systems // International Journal of Control, Automation, and Systems. 2007. V. 5, Iss. 3. P. 329-336.
13. Yang C-K., Shim D-S. Best Sensor Configuration and Accommodation Rule Based on Navigation Performance for INS with Seven Inertial Sensors // Sensors. 2009. V. 9, Iss. 11. P. 8456-8472. DOI: 10.3390/s91108456
14. Dai X., Zhao L., Shi Z. Fault tolerant control in redundant inertial navigation system // Mathematical Problems in Engineering. 2013. V. 2013. DOI: 10.1155/2013/782617
15. Lee W., Park C.G. Double Fault Detection of Cone-Shaped Redundant IMUs Using Wavelet Transformation and EPSA // Sensors. 2014. V. 14, Iss. 2. P. 3428-3444. DOI: 10.3390/s140203428
16. Негри С., Лабарр Э., Линьон К., Брунштейн Э., Салаён Э. Новое поколение инерциальных навигационных систем на основе ВТГ для аппаратов, обеспечивающих запуск спутников // Гироскопия и навигация. 2016. Т. 24, № 1 (92). С. 49-59. DOI: 10.17285/0869-7035.2016.24.1.049-059
17. Izmailov E.A., Tchesnokov G.I., Troizkij V.A., Gordasevich A.A. Cheap Small Size Inertial Navigation System with Increased Reliability // The 2nd Saint-Petersburg International Conference on Gyroscopic Technology and Navigation. 1995. Part I. P. 139-149.
18. Бранец В.Н., Дибров Д.Н., Рыжков В.С. Диагностика и вычисление параметров ориентации избыточных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) // Механика и навигация: сб. материалов научной сессии, посвящённой 85-летию академика РАН А.Ю. Ишлинского. СПб: ЦНИИ «Электроприбор», 1999. С. 22-35.
19. Алёшкин М.В. Совершенствование схем и алгоритмов предварительной обработки информации избыточных блоков инерциальных датчиков. Дис. ... канд. техн. наук. Саратов, 2009. 141 с.
20. Новости компании Оптилинк. 24.07.2017. МАКС-2017. http://optolink.ru/ru/novosti/2017_maks
21. НПП «Антарес». Высоконадежные отказоустойчивые приборы. <http://npp-antares.ru/equipment.html>
22. Браммер К., Зифлинг Г. Фильтр Калмана-Бьюси. М.: Наука, 1982. 200 с.
23. Мальцев А.И. Основы линейной алгебры. М.: Наука, 1970. 402 с.
24. Vodicheva L. Fault-tolerant Strapdown Inertial Measurement Unit: Failure Detection and Isolation Technique // Proceedings 6th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 1999. P. 9-10.
25. Лысцов А.А., Парышева Ю.В., Водичева Л.В. Алгоритмы выявления и диагностики неисправностей шестиосного избыточного бесплатформенного инерциального измерительного блока // Сб. трудов XVIII Санкт-Петербургской конференции молодых учёных «Навигация и управление движением». СПб: Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2016. С. 499-505.
26. Vodicheva L., Lystsov A., Parysheva Yu. Redundant Strapdown Inertial Measurement Unit: Fault-tolerance Improvement // Proceedings 23rd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2016. 2016. P. 135-138.

INERTIAL MEASURING UNITS FOR FUTURE-GENERATION AEROSPACE PRODUCTS: FAULT-TOLERANCE

©2018

- L. V. Vodicheva** Senior Researcher;
Scientific and Production Association of automatics
named after academician N.A. Semikhatov, Yekaterinburg;
avt@npoa.ru
- L. N. Bel'skiy** Candidate of Science (engineering), Deputy General Director – First Deputy
of General Designer;
Scientific and Production Association of automatics
named after academician N.A. Semikhatov, Yekaterinburg;
avt@npoa.ru
- Yu. V. Parysheva** Candidate of Science (Physics and Mathematics), Head of Group;
Scientific and Production Association of automatics
named after academician N.A. Semikhatov, Yekaterinburg;
avt@npoa.ru
- A. A. Lystsov** Design Engineer;
Scientific and Production Association of automatics
named after academician N.A. Semikhatov, Yekaterinburg;
avt@npoa.ru

A Strapdown Inertial Measurement Unit (SIMU) with structural redundancy intended for improving fault-tolerance and accuracy of inertial navigation systems for space applications is considered. The SIMU includes six angular rate sensors and six accelerometers, which allows for identification and correction of one fault with high probability and two faults with lower probability for each type of sensor. Known theoretical and practical techniques developed and used in this area are briefly described. The problem of optimization of measurement axes orientation is considered. The accuracy of estimation of the measured vector projections in the orthogonal instrument coordinate system serves as the criterion of optimization. A solution of this problem for no faults, one fault, and two faults is proposed. Algorithms of failure detection, identification and correction (FDIC) are analyzed. The results of testing FDIC basic algorithms with the help of mathematical simulation are considered. Optimal measurement axes configurations are compared with each other from the FDIC efficiency point of view. It is shown that neither of the methods yields 100-percent correct diagnostics not only for two faults but for one fault as well. Possible sources of incorrect diagnostics are analyzed.

Strapdown Inertial measurement Unit; structural redundancy; failure detection, identification and correction.

Citation: Vodicheva L.V., Bel'skiy L.N., Parysheva Yu.V., Lystsov A.A. Inertial measuring units for future-generation aerospace products: fault-tolerance. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 28-44. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-28-44

References

1. Epifanov A.D. *Izbytochnye sistemy upravleniya letatel'nymi apparatami* [Redundant control systems for flying vehicles]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 144 p.
2. Vodicheva L.V., Lystsov A.A., Parysheva Yu.V. Fault tolerance of strapdown inertial measuring units of advanced launch vehicles. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika*. 2017. V. 1, no. 2 (10). P. 49-61. (In Russ.)
3. Gilmore J.P., Mckern R.A. A Redundant Strapdown Inertial Reference Unit. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1972. V. 9, Iss. 1. P. 39-47. DOI: 10.2514/3.61628
4. Wilcox J.C. Maximum Likelihood Failure Detection for Redundant Inertial Instruments. *AIAA Guidance and Control Conference*. Stanford, Calif., Aug. 1972. AIAA Paper no. 72-864.

5. Potter J.E., Deckert J.C. Minimax Failure Detection and Identification in Redundant Gyro and Accelerometer Systems. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1973. V. 10, Iss. 4. P. 236-243. DOI: 10.2514/3.27753
6. Pejsa A.J. Optimum Skewed Redundant Inertial Navigators. *Guidance and Control Conference*. 1973. DOI: 10.2514/6.1973-850
7. Ebner R.E., Mark J.G. Redundant Integrated Flight-Control/Navigation Inertial Sensor Complex. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1978. V. 1, Iss. 2. P. 143-149. DOI: 10.2514/3.55757
8. Daly K.C., Gai E., Harrison J.V. Generalized Likelihood Test for FDI in Redundant Sensor Configurations. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1979. V. 2, Iss. 1. P. 9-17. DOI: 10.2514/3.55825
9. Mironovsky L.A. Functional diagnosis of dynamic systems (Survey). *Avtomatika i Telemekhanika*. 1980. No. 8. P. 96-121. (In Russ.)
10. Belov E.A. *Razrabotka algoritmov i metodov nadezhnogo i tochnogo opredeleniya parametrov dvizheniya v sistemakh so strukturnoy izbytochnost'yu*. Dis. ... kand. tekhn. nauk [Development of algorithms and methods for precise determination of motion parameters in systems with structural redundancy. Thesis for a Candidate Degree in Engineering Science]. Leningrad, 1981. 162 p.
11. Vodicheva L.V. Increasing reliability and accuracy of strapdown inertial measuring unit with redundant measurement quantity. *Gyroscopy and Navigation*. 1997. No. 1 (16). P. 55-67. (In Russ.)
12. Yang C-K., Shim D-S. Accommodation rule based on navigation accuracy for double faults in redundant inertial sensor systems. *International Journal of Control, Automation, and Systems*. 2007. V. 5, Iss. 3. P. 329-336.
13. Yang C-K., Shim D-S. Best Sensor Configuration and Accommodation Rule Based on Navigation Performance for INS with Seven Inertial Sensors. *Sensors*. 2009. V. 9, Iss. 11. P. 8456-8472. DOI: 10.3390/s91108456
14. Dai X., Zhao L., Shi Z. Fault tolerant control in redundant inertial navigation system. *Mathematical Problems in Engineering*. 2013. V. 2013. DOI: 10.1155/2013/782617
15. Lee W., Park C.G. Double Fault Detection of Cone-Shaped Redundant IMUs Using Wavelet Transformation and EPSA. *Sensors*. 2014. V. 14, Iss. 2. P. 3428-3444. DOI: 10.3390/s140203428.
16. Negri C., Labarre E., Lignon C., Brunstein E., Salaün E. A new generation of IRS with innovative architecture based on HRG for satellite launch vehicles. *Gyroscopy and Navigation*. 2016. V. 7, Iss. 3. P. 223-230. DOI: 10.1134/S2075108716030135
17. Izmailov E.A., Tchesnokov G.I., Troizkij V.A., Gordasevich A.A. Cheap Small Size Inertial Navigation System with Increased Reliability. *Proceedings 2nd Saint-Petersburg International Conference on Gyroscopic Technology and Navigation*. 1995. Part I. P. 139-149.
18. Branets V.N., Dibrov D.N., Ryzhkov V.S. Diagnostika i vychislenie parametrov orientatsii izbytochnykh besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh sistem (BINS). *Mekhanika i navigatsiya: sb. materialov nauchnoy sessii, posvyashchenoy 85-letiyu akademika RAN A.Yu. Ishlinskogo*. Saint-Petersburg: Central Scientific and Research Institute «Electropribor» Publ., 1999. P. 22-35. (In Russ.)
19. Aleshkin M.V. *Sovershenstvovanie skhem i algoritmov predvaritel'noy obrabotki informatsii izbytochnykh blokov inertial'nykh datchikov*. Dis. ... kand. tekhn. nauk [Improvement of schemes and algorithms of preliminary data processing in Redundant Inertial Measurement Units]. Thesis for a Candidate Degree in Engineering Science. Saratov, 2009. 141 p.
20. Novosti kompanii Optolink. 24.07.2017. MAKS-2017 [Optolink Company News. 24.07.2017. MAKS-2017]. Available at: http://optolink.ru/en/news/2017_maks

21. NPP «Antares». *Vysokonadezhnye otkazoustoychivye pribory* [Antares Research and Production Enterprise. High-reliability fault tolerant instruments]. Available at: <http://npp-antares.ru/equipment.html>

22. Brammer K., Siffling G. *Kalman-Bucy-Filter*. München: R. Oldenbourg Verlag, 1975. 232 p.

23. Mal'tsev A.I. *Osnovy lineynoy algebry* [Fundamentals of linear algebra]. Moscow: Nauka Publ., 1970. 402 p.

24. Vodicheva L. Fault-tolerant Strapdown Inertial Measurement Unit: Failure Detection and Isolation Technique. *Proceedings 6th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*. 1999. P. 9-10.

25. Lystsov A.A., Parysheva Yu.V., Vodicheva L.V. Algoritmy vyyavleniya i diagnostiki neispravnostey shestiosnogo izbytochnogo besplatformennogo inertsiyal'nogo izmeritel'nogo bloka. *Sb. trudov XVIII Sankt-Peterburgskoy konferentsii molodykh uchenykh «Navigatsiya i upravlenie dvizheniem»*. St. Petersburg: Central Scientific and Research Institute «Electropribor» Publ., 2016. P. 499-505. (In Russ.)

26. Vodicheva L., Lystsov A., Parysheva Yu. Redundant Strapdown Inertial Measurement Unit: Fault-tolerance Improvement. *Proceedings 23rd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*. 2016. P. 135-138.

ОЦЕНИВАНИЕ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ РЕЗУЛЬТАТОВ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА

© 2018

А. Д. Голяков доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
algo1949@mail.ru

А. М. Ричняк кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
arichnyak@mail.ru

Представлены результаты аналитического исследования точности оценивания систематических погрешностей бортовых навигационных измерений, которые, наряду с вектором, характеризующим движение центра масс космического робота, включены в вектор уточняемых параметров. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами космического робота, выбраны дальность до орбитального ориентира, относительная скорость его движения и углы между направлениями на орбитальный ориентир и навигационные звёзды, одна из которых находится в плоскости орбиты космического робота, а направление на вторую совпадает с нормалью к этой плоскости. Определены условия, при выполнении которых существует возможность уточнения расширенного вектора определяемых параметров. При оценивании систематических погрешностей измерений введены допущения о центральном гравитационном поле Земли, нормальном законе распределения погрешностей измерений с известными дисперсиями и постоянстве искомых систематических погрешностей. Получены аналитические выражения ковариационных матриц, позволяющие оценить предельно достижимую точность решения поставленной задачи в зависимости от вида навигационных измерений, дисперсий погрешностей измерений и количества измерений в течение выбранного мерного интервала. Представленные результаты могут найти применение при обосновании путей повышения точности автономной навигации космического робота при выполнении режима диагностирования технического состояния орбитального объекта.

Автономная навигация; космический робот; орбитальный объект; систематические погрешности измерений; бортовые средства измерения; аналитические оценки точности навигации.

Цитирование: Голяков А.Д., Ричняк А.М. Оценивание систематических погрешностей результатов навигационных измерений бортовыми средствами космического робота // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 45-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-45-54

Введение

Измерения навигационных параметров, выполняемые бортовыми астрономическими и радиотехническими средствами космического робота (КР) при диагностике технического состояния орбитального объекта [1], содержат неизбежные погрешности, которые, в зависимости от характера проявления и причин возникновения, подразделяются на случайные и систематические. Эффективным способом борьбы со случайными погрешностями является статистическая обработка результатов бортовых измерений [2], в том числе с использованием адаптивных методов [3], позволяющая повысить точность решения навигационной задачи.

Систематические погрешности измерений навигационных параметров могут оставаться постоянной величиной или закономерно изменяться в течение орбитального полёта КР. Источниками систематических погрешностей могут быть не только используемый метод измерения, но и несовершенство бортовых средств измерений, а также

воздействие факторов космического пространства, в условиях которых эти измерения проводятся [4–6]. Например, одним из источников систематических погрешностей астрономических средств измерений являются периодические тепловые деформации корпуса астродатчика.

Задача выявления и оценивания с последующим исключением из результата измерений систематических погрешностей может выполняться различными способами, в том числе путём периодического эталонирования бортового астрономического прибора [7] или путём включения систематических погрешностей в вектор уточняемых параметров, который в результате этого принимает расширенный вид [8].

Целью настоящей работы являются аналитические исследования точности расширенного вектора уточняемых параметров, содержащего, наряду с вектором параметров движения центра масс КР, систематические погрешности астрономических и радиотехнических приборов.

Постановка задачи

Рассмотрим один из режимов работы КР, в котором, с целью диагностирования технического состояния орбитального объекта (ОО), космический робот и ОО находятся на достаточно близком расстоянии друг относительно друга. Для постоянного контроля расстояния между КР и ОО, с целью предотвращения столкновения с ОО, на борту КР осуществляется решение навигационной задачи по измерениям угловых и линейных навигационных параметров в течение заданного временного интервала.

В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых в течение этого интервала, рассмотрим углы «звезда – ОО», дальность до ОО и скорость её изменения. Предположим, что продолжительность интервала навигационных измерений принята равной одному витку КР вокруг Земли, движение КР происходит в центральном гравитационном поле по околокруговой орбите. При этом систематические погрешности результатов измерений первичных навигационных параметров остаются постоянными, т.е. математическую модель измерений можно представить в виде

$$\tilde{D}(t) = \bar{D}(t) + \bar{\xi}(t) + \Delta\bar{D},$$

где $\tilde{D}(t)$ и $\bar{D}(t)$ – векторы измеренных и истинных первичных навигационных параметров в момент времени t соответственно; $\bar{\xi}(t)$ – вектор случайных погрешностей измерений; $\Delta\bar{D}$ – вектор систематических погрешностей измерений.

Тогда расширенный вектор параметров, уточняемых в процессе решения навигационной задачи, запишем следующим образом:

$$\bar{Q}_p(t) = \begin{bmatrix} \bar{Q}(t) \\ \Delta\bar{D} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $\bar{Q}(t)$ – вектор параметров движения центра масс КР в момент времени t в выбранной системе координат.

Оценивание точности вектора (1) выполним по методике, предложенной в монографии [9], т.е. будем полагать, что уточняемый вектор соответствует моменту начала навигационных измерений t_0 . Характеристикой точности расширенного вектора (1), соответствующего моменту времени t_0 , является ковариационная матрица $K_Q(t_0)$.

Движение КР рассмотрим в подвижной орбитальной системе координат x, y, z , начало которой совпадает с центром масс КР, ось x (радиальная ось) совмещена с про-

должение радиуса-вектора КР, ось y (трансверсальная ось) лежит в плоскости опорной орбиты КР, ось z (нормальная ось) совпадает с нормалью к плоскости опорной орбиты КР.

С учётом сделанных допущений искомый расширенный вектор определяемых параметров принимает вид

$$\bar{Q}_p(t_0) = [X(t_0) \ Y(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ Z(t_0) \ \dot{Z}(t_0) \ \Delta D_1 \ \Delta D_2 \dots \Delta D_n]^T, \quad (2)$$

где $X(t_0), Y(t_0), Z(t_0)$ – координаты КР в момент времени t_0 ; $\dot{X}(t_0), \dot{Y}(t_0), \dot{Z}(t_0)$ – составляющие вектора скорости КР в момент времени t_0 ; ΔD_j – систематическая погрешность результатов измерений j -го измерителя навигационного параметра ($j = \overline{1, n}$); n – количество измерителей первичных навигационных параметров.

Для определения параметров движения центра масс КР воспользуемся методом навигации, основанным на сравнении истинных измерений первичных навигационных параметров, содержащих случайные погрешности, с измерениями, которые выполняются «идеальными» (не содержащими погрешностей) бортовыми средствами при движении КР по опорной (расчётной) орбите. При этом будем полагать, что опорная орбита КР имеет форму окружности известного радиуса r_o , а погрешности истинных измерений угловых и линейных параметров являются некоррелированными и подчиняются нормальному закону распределения с известными дисперсиями.

Оценивание систематической погрешности результатов измерений углов «звезда – ОО»

Предположим, что для определения параметров движения КР используется астрономический метод навигации, основанный на измерениях углов «звезда – ОО» [1; 5]. Будем также полагать, что орт первой звезды совмещён с плоскостью опорной орбиты КР, а орт второй звезды – с бинормалью к этой плоскости.

В соответствии с принятыми допущениями трансверсальная координата КР не наблюдаема по измерениям углов «звезда – ОО» [1]. Поэтому искомый расширенный вектор принимает вид

$$\bar{Q}_p^\Phi(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ Z(t_0) \ \dot{Z}(t_0) \ \Delta\Phi_1 \ \Delta\Phi_2]^T, \quad (3)$$

где $\Delta\Phi_1$ и $\Delta\Phi_2$ – систематические погрешности измерений углов «первая звезда – ОО» (Φ_1) и «вторая звезда – ОО» (Φ_2) соответственно.

Поскольку параметры, характеризующие движение КР в плоскости орбиты, не зависят от параметров, характеризующих движение относительно плоскости орбиты, а корреляционные связи между систематическими погрешностями $\Delta\Phi_1$ и $\Delta\Phi_2$ отсутствуют, можно выполнить декомпозицию задачи поиска корреляционной матрицы и записать вектор (3) в виде двух независимых векторов

$$\bar{Q}_p^\Phi(t_0) = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0) \\ \bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0) \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Здесь $\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0)$ – вектор, содержащий параметры движения КР внутри плоскости его орбиты и систематическую погрешность измерения угла Φ_1 :

$$\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0) = [X(t_0) \quad \dot{X}(t_0) \quad \dot{Y}(t_0) \quad \Delta\Phi_1]^T;$$

$\bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0)$ – вектор, содержащий параметры движения КР относительно плоскости его орбиты и систематическую погрешность измерения угла Φ_2 :

$$\bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0) = [Z(t_0) \quad \dot{Z}(t_0) \quad \Delta\Phi_2]^T.$$

Корреляционная матрица вектора (4) принимает квазидиагональный вид:

$$K_Q^\Phi(t_0) = \begin{bmatrix} K_{Q1}^{\Phi_1}(t_0) & 0 \\ 0 & K_{Q2}^{\Phi_2}(t_0) \end{bmatrix},$$

где $K_{Q1}^{\Phi_1}(t_0)$ и $K_{Q2}^{\Phi_2}(t_0)$ – ковариационные матрицы погрешностей оценивания векторов $\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0)$ и $\bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0)$ по измерениям углов Φ_1 и Φ_2 соответственно; 0 – прямоугольная матрица, элементы которой равны нулю.

На основании методики, изложенной в [9], получаем ковариационную матрицу погрешностей оценивания вектора $\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0)$ по измерения угла Φ_1 :

$$K_{Q1}^{\Phi_1}(t_0) = \frac{D_o^2 \sigma_\Phi^2}{4(\pi^2 - 8)N_\Phi} k_{Q1}^{\Phi_1}(t_0). \quad (5)$$

Здесь D_o – расстояние между ОО и КР, находящемся на опорной орбите; σ_Φ^2 – дисперсия погрешности измерения угла «звезда – ОО»; N_Φ – количество измерений угла «звезда – ОО» в течение интервала навигационных измерений; $k_{Q1}^{\Phi_1}(t_0)$ – симметрическая матрица, которую можно представить следующим образом:

$$k_{Q1}^{\Phi_1}(t_0) = \begin{bmatrix} 4[3\pi^2 - 8(1 + 2\sin^2 \alpha_1)] & 32\lambda_o \sin 2\alpha_1 & 2[8(1 + \sin^2 \alpha_1) - 5\pi^2]\lambda & \frac{16\pi \cos \alpha_1}{D_o} \\ 32\lambda_o \sin 2\alpha_1 & 8(\pi^2 - 8\cos \alpha_1)\lambda_o^2 & -32\lambda_o^2 \sin 2\alpha_1 & \frac{16\pi\lambda_o \sin \alpha_1}{D_o} \\ 2[8(1 + \sin^2 \alpha_1) - 5\pi^2]\lambda_o & -32\lambda_o^2 \sin 2\alpha_1 & [9\pi^2 - 8(1 + 6\sin^2 \alpha_1)]\lambda_o^2 & \frac{-18\pi\lambda_o \cos \alpha_1}{D_o} \\ \frac{16\pi \cos \alpha_1}{D_o} & \frac{16\pi\lambda_o \sin \alpha_1}{D_o} & \frac{-18\pi\lambda_o \cos \alpha_1}{D_o} & \frac{4\pi^2}{D_o^2} \end{bmatrix};$$

α_1 – орбитальное склонение первой звезды; λ_o – орбитальная круговая скорость КР на опорной орбите.

Анализ выражения (5) показывает, что дисперсии погрешностей составляющих вектора параметров движения КР в плоскости его орбиты

$$\bar{Q}_1^{\Phi_1}(t_0) = [X(t_0) \quad \dot{X}(t_0) \quad \dot{Y}(t_0)]^T$$

зависят от расстояния между КР и ОО, радиуса орбиты КР и орбитального склонения первой звезды.

Выражения для расчёта среднеквадратических отклонений погрешностей оценок вектора $\bar{Q}_1^{\Phi_1}(t_0)$ имеют следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_X^{\Phi_1} &= k_X^{\Phi_1} \frac{D_o \sigma_\Phi}{\sqrt{N}} \\ \sigma_{\dot{X}}^{\Phi_1} &= k_{\dot{X}}^{\Phi_1} \frac{D_o \lambda_o \sigma_\Phi}{\sqrt{N}} \\ \sigma_{\dot{Y}}^{\Phi_1} &= k_{\dot{Y}}^{\Phi_1} \frac{D_o \lambda_o \sigma_\Phi}{\sqrt{N}} \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

где $k_X^{\Phi_1}$, $k_{\dot{X}}^{\Phi_1}$ и $k_{\dot{Y}}^{\Phi_1}$ – коэффициенты ошибок навигации [5; 7; 9], которые рассчитываются по формулам:

$$k_X^{\Phi_1} = \sqrt{\frac{3\pi^2 - 8(1 + 2 \sin^2 \alpha_1)}{\pi^2 - 8}};$$

$$k_{\dot{X}}^{\Phi_1} = \sqrt{\frac{2(\pi^2 - 8 \cos \alpha_1)}{\pi^2 - 8}};$$

$$k_{\dot{Y}}^{\Phi_1} = \sqrt{\frac{9\pi^2 - 8(1 + 6 \sin^2 \alpha_1)}{4(\pi^2 - 8)}};$$

σ_Φ – среднеквадратическое отклонение погрешности измерения угла «звезда – ОО».

Графики зависимостей коэффициентов ошибок навигации КР по координате X и составляющим вектора скорости $\dot{X}(t_0)$ и $\dot{Y}(t_0)$ от орбитального склонения первой звезды α_1 приведены на рис. 1.

Как следует из графиков (рис. 1), коэффициенты ошибок навигации КР при вариациях угла склонения звезды от 0 до 90 градусов изменяются в достаточно широком диапазоне значений (1,5 – 4,3). Наибольшую чувствительность к углу склонения звезды проявляет коэффициент ошибок оценок радиальной составляющей вектора скорости КР.

Из выражения (5) получим соотношение для оценки дисперсии систематической погрешности измерения угла Φ_1 :

$$\sigma_{\Delta\Phi_1}^2 = \frac{\sigma_\Phi^2 \pi^2}{(\pi^2 - 8)N_\Phi} \approx 5,28 \frac{\sigma_\Phi^2}{N_\Phi}. \quad (7)$$

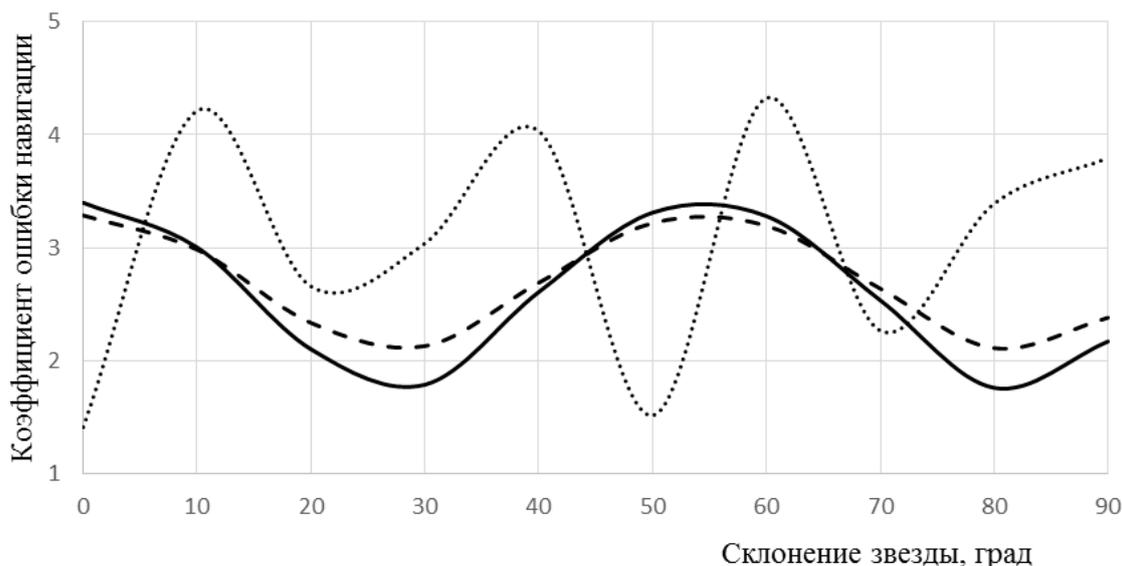


Рис. 1. Графики зависимостей коэффициентов ошибок навигации КР от орбитального склонения первой звезды:

— координата X; составляющая скорости \$V_x\$; - - - составляющая скорости \$V_y\$.

Ковариационная матрица погрешностей оценивания расширенного вектора \$\bar{Q}_{p2}^{\Phi_2}(t_0)\$ по измерениям угла \$\Phi_2\$ имеет диагональный вид

$$K_{Q_2}^{\Phi_2}(t_0) = \frac{\sigma_{\Phi}^2}{N_{\Phi}} \begin{bmatrix} 2D_o^2 & 0 & 0 \\ 0 & 2D_o^2 \lambda_o^2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

С помощью соотношения (8) находим выражение для расчёта оценки дисперсии систематической погрешности измерения угла \$\Phi_2\$:

$$\sigma_{\Delta\Phi_2}^2 = \frac{\sigma_{\Phi}^2}{N_{\Phi}}. \quad (9)$$

Из выражений (7) и (9) следует, что дисперсии оценок систематических погрешностей \$\Delta\Phi_1\$ и \$\Delta\Phi_2\$ связаны линейной зависимостью с дисперсиями погрешностей измерений углов \$\Phi_1\$ и \$\Phi_2\$ и обратно пропорциональны количеству измерений \$N_{\Phi}\$. При этом в отличие от дисперсий других составляющих вектора \$\bar{Q}_{p1}^{\Phi_1}(t_0)\$ дисперсии оценок \$\Delta\Phi_1\$ и \$\Delta\Phi_2\$ не зависят от расстояния между КР и ОО (\$D_o\$), высоты полёта КР и орбитального склонения навигационной звезды (\$\alpha_1\$). Анализ выражений (6) и (8) показывает, что систематическая погрешность \$\Delta\Phi_2\$ оценивается с более высокой точностью по сравнению с систематической погрешностью \$\Delta\Phi_1\$.

Оценивание систематической погрешности результатов измерений дальности до ОО

Поскольку по измерениям дальности до ОО параметры, характеризующие движение центра масс КР по нормали к плоскости его орбиты, не наблюдаются [5], рассмотрим возможность уточнения расширенного вектора, компонентами которого являются параметры движения центра масс КР в плоскости его орбиты и систематическая погрешность измерения дальности до ОО:

$$\bar{Q}_p^D(t_0) = [X(t_0) \ Y(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta D]^T, \quad (10)$$

где ΔD – систематическая погрешность измерения дальности до ОО.

Исследования наблюдаемости вектора (10) показали, что возможность уточнения этого вектора отсутствует. Поэтому найдём ковариационную матрицу погрешностей оценки вектора

$$\bar{Q}_{p1}^D(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta D]^T. \quad (11)$$

Применяя известную методику [9], получаем искомую матрицу

$$K_{p1}^D(t_0) = \frac{\sigma_D^2}{6(\pi^2 - 6)N_D} \begin{bmatrix} 3\pi^2 + 32 & 0 & -(3\pi^2 + 22)\lambda_o & 30\pi \\ 0 & 3(\pi^2 - 6)\lambda_o^2 & 0 & \lambda_o \\ -(3\pi^2 + 22)\lambda_o & 0 & (3\pi^2 + 14)\lambda_o^2 & -24\pi\lambda_o \\ 30\pi & \lambda_o & -24\pi\lambda_o & 36(\pi^2 - 3) \end{bmatrix}, \quad (12)$$

где σ_D^2 – дисперсия погрешностей измерений дальности до ОО; N_D – количество измерений дальности до ОО, выполняемых бортовыми средствами КР.

Из выражения (12) находим соотношение для расчёта дисперсии оценки систематической погрешности ΔD :

$$\sigma_{\Delta D}^2 = \frac{6(\pi^2 - 3)\sigma_D^2}{(\pi^2 - 6)N_D} \approx 10,66 \frac{\sigma_D^2}{N_D}. \quad (13)$$

Из соотношения (13) следует, что дисперсия оценки систематической погрешности ΔD не зависит от высоты полёта КР и расстояния до ОО, а определяется только такими характеристиками дальномёра, как его точность и оперативность (быстродействие). При этом между оценкой систематической погрешности ΔD и другими составляющими вектора (11) существуют корреляционные связи.

Оценивание систематической погрешности результатов измерений скорости изменения дальности до ОО

Исследуем возможность определения систематической погрешности измерения скорости изменения дальности до ОО (\dot{D}), т.е. относительной радиальной скорости между ОО и КР. В связи с тем, что по измерениям \dot{D} трансверсальная координата не наблюдается [1], рассмотрим расширенный вектор вида

$$\bar{Q}_p^{\dot{D}}(t_0) = [X(t_0) \ \dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta \dot{D}]^T, \quad (14)$$

где $\Delta\dot{D}$ – систематическая погрешность измерения относительной скорости до ОО.

Исследования наблюдаемости вектора (14) показали, что введение систематической погрешности в состав уточняемых параметров приводит к тому, что происходит потеря принципиальной возможности его определения. Поэтому найдём точность оценивания вектора, содержащего радиальную и трансверсальную составляющие скорости КР и систематическую погрешность $\Delta\dot{D}$:

$$\bar{Q}_{pl}^{\dot{D}}(t_0) = [\dot{X}(t_0) \ \dot{Y}(t_0) \ \Delta\dot{D}]^T. \quad (15)$$

Искомая ковариационная матрица погрешностей оценивания вектора (15) имеет вид

$$K_{Q1}^{\dot{D}}(t_0) = \frac{\sigma_{\dot{D}}^2}{8N_{\dot{D}}} \begin{bmatrix} 4 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 3 \\ 0 & 3 & 17 \end{bmatrix}, \quad (16)$$

где $\sigma_{\dot{D}}^2$ – дисперсия погрешностей измерений относительной скорости до ОО; $N_{\dot{D}}$ – количество измерений относительной скорости до ОО, выполняемых бортовыми средствами КР.

В соответствии с ковариационной матрицей (16) дисперсия оценки систематической погрешности $\Delta\dot{D}$ рассчитывается по формуле

$$\sigma_{\Delta\dot{D}}^2 = \frac{17\sigma_{\dot{D}}^2}{8N_{\dot{D}}} \approx 2,13 \frac{\sigma_{\dot{D}}^2}{N_{\dot{D}}}. \quad (17)$$

Из соотношения (17) следует, что дисперсия оценки систематической погрешности $\Delta\dot{D}$ не зависит от высоты полёта КР и расстояния до ОО, а определяется показателями точности и оперативности (быстродействия) измерителя относительной скорости движения КР и ОО.

Заключение

Представлены результаты аналитического исследования точности оценивания систематических погрешностей навигационных измерений, которые, наряду с вектором, характеризующим движение центра масс КР, включены в вектор уточняемых параметров. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами КР, выбраны углы между направлениями на орбитальные ориентиры и навигационные звёзды, дальность до ориентира и относительная скорость его движения. Определены условия, при выполнении которых существует возможность уточнения расширенного вектора определяемых параметров.

Получены аналитические выражения ковариационных матриц, позволяющих оценить предельно достижимую точность решения поставленной задачи, в том числе среднеквадратические отклонения погрешностей систематических ошибок. Например, если среднеквадратические погрешности измерения первичных навигационных параметров (углов, дальности и относительной скорости) составляют 10 угл. с; 0,5 м и 0,005 м/с, то при условии, что в течение измерительного интервала проводятся 100 измерений, среднеквадратические погрешности искомых параметров достигают от 1 до 2,3 угл. с (в за-

висимости от расположения навигационной звезды относительно плоскости орбиты КР), 0,16 м и 0,76 мм/с соответственно.

Представленные результаты могут найти применение при обосновании способа повышения точности навигации КР при выполнении режима диагностирования технического состояния ОО.

Библиографический список

1. Голяков А.Д., Фоминов И.В., Королев С.Ю. Анализ точности автономной навигации космического робота при диагностике технического состояния орбитального объекта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-31-41
2. Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е., Ивашов В.В., Никульчин А.В. Исследование эффективности и оптимизация параметров лазерного локационного прибора для измерения скорости сближения космических аппаратов // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 6. С. 247-269. DOI: 10.7463/0614.0712240
3. Голяков А.Д., Фоминов В.И. Методы адаптивной обработки навигационных измерений бортовыми средствами искусственных спутников Земли // Навигация и гидрография. 2014. № 37. С. 28-35.
4. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Форш А.А., Куделин М.И. Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звёздной ориентации семейства БОКЗ // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 1. С. 3-13.
5. Аншаков Г.П., Голяков А.Д., Петрищев В.Ф., Фурсов В.А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2011. 486 с.
6. Вильнер В.Г., Ларюшин А.И., Рудь Е.Л. Методы повышения точности импульсных лазерных дальномеров // Электроника: наука, технология, бизнес. 2008. № 3. С. 118-124.
7. Голяков А.Д., Лукашевский А.А., Смирнов В.В. Системы навигации космических аппаратов. СПб.: МО РФ, 2003. 267 с.
8. Петрищев В.Ф. Метод декомпозиции в задаче припланетной астронавигации с использованием псевдозвезд // Космические исследования. 1989. Т. 27, № 2. С. 221-227.
9. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.

ESTIMATION OF SYSTEMATIC ERRORS IN THE RESULTS OF NAVIGATIONAL MEASUREMENTS WITH THE USE OF SPACECRAFT ROBOT ONBOARD FACILITIES

© 2018

- A. D. Golyakov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Autonomous Control Systems;
Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky, Saint-Petersburg, Russian Federation;
algol1949@mail.ru
- A. M. Richnyak** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Autonomous Control Systems;
Military Space Academy named after A.F. Mozhaysky, Saint-Petersburg, Russian Federation;
arichnyak@mail.ru

The article presents the results of an analytical study of the accuracy of estimating systematic optical errors of onboard navigation measurements that, along with the vector characterizing the motion of the center of mass of the space robot, are included in the vector of the parameters to be specified. The range to the orbital reference point, the relative speed of its motion and the angles between the directions to the orbital landmark and to the navigational stars, one of which is in the plane of the space robot's orbit, and the direction to the second one coincides with the normal to this plane are chosen as the primary navigation parameters to be measured by the space robot onboard facilities. The conditions that make it possible to specify the augmented vector of the parameters to be determined are defined. Estimating the systematic errors of measurements we make assumptions about the central gravitational field of the Earth, the normal law of measurement errors with known variances and the constancy of the unknown systematic errors. Analytical expressions of the covariance matrices that make it possible to estimate the maximum achievable accuracy of solving the task depending on the kind of navigational measurements, variances of measurement errors and the number of measurements during a selected measuring interval are obtained. The presented results can be applied to justify the ways of improving the accuracy of the autonomous navigation of a space robot in diagnosing the technical condition of an orbital object.

Autonomous navigation; space robot; orbital object; systematic measurement errors; onboard measuring instruments; analytical study of navigation accuracy.

Citation: Golyakov A.D., Richnyak A.M.. Estimation of systematic errors in the results of navigational measurements with the use of spacecraft robot onboard facilities. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 45-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-45-54

References

1. Golyakov A.D., Fominov I.V., Korolev S.Yu. Analysis of the accuracy of autonomous navigation of the space robot in the diagnosis of the technical condition of an orbital object. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 1. P. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-31-41. (In Russ.)
2. Starovoitov E.I., Zubov N.E. Ivashov V.V., Nikulchin A.V. Study of efficiency and optimization parameters of laser device for measuring the range rate of a spacecraft. *Science and Education*. 2014. No. 6. P. 247-269. DOI: 10.7463/0614.0712240. (In Russ.)
3. Golyakov A.D., Fominov I.V. Methods of adaptive processing of navigation measurements obtained by satellites. *Navigation and Hydrography*. 2014. No. 37. P. 28-35. (In Russ.)
4. Avanesov G.A., Bessonov R.V., Forsh A.A., Kudelin M.I. Analysis of current state and prospect for the development of BOKZ star trackers family. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie*. 2015. V. 58, no. 1. P. 3-13. (In Russ.)
5. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft autonomous navigation]. Samara: Space Rocket Center «Progress» Publ., 2011. 486 p.
6. Vilner V., Larushin A., Rud E. Methods for Increasing Impulse Lasers Range-Finders Accuracy. *Electronics: Science, Technology, Business*. 2008. No. 3. P. 118-124. (In Russ.)
7. Golyakov A.D., Lukashevskiy A.A., Smirnov V.V. *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft navigation systems]. SPb.: Ministry of Defence of the RF Publ., 2003. 267 p.
8. Petrishchev V.F. Method of decomposition of planetary astronavigation using pseudo-stars. *Cosmic Research*. 1989. V. 27, Iss. 2. P. 221-227.
9. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskie otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* [Analytical assessment of the accuracy of autonomous orbit determination methods]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 280 p.

ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ АТМОСФЕРНОГО ПСЕВДОСПУТНИКА

© 2018

- М. А. Ковалёв** доктор технических наук, заведующий кафедрой эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
kovalev@ssau.ru
- В. А. Зеленский** доктор технических наук, профессор кафедры конструирования и технологии электронных систем и устройств;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
vaz-3@yandex.ru
- А. А. Назаров** аспирант кафедры конструирования и технологий электронных систем и устройств;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
antonazarov63@gmail.com
- Д. Н. Овакимян** аспирант кафедры конструирования и технологий электронных систем и устройств;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
dd55@bk.ru
- Р. М. Мирзоев** магистрант;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
mirzoew.rustam1994@yandex.ru

Беспилотные летательные аппараты имеют огромный потенциал и перспективы в расширении области применения: от фото- и видеосъёмки до обеспечения сотовой связи и ретрансляции сигналов. Самарским национальным исследовательским университетом имени С.П. Королёва разрабатывается атмосферный псевдоспутник, который должен функционировать исключительно за счёт солнечной энергии. Проведено исследование эффективности использования фотоэлектрических преобразователей в составе бортовой аппаратуры атмосферного псевдоспутника на базе беспилотного летательного аппарата «Фотон-601». Выполнен сравнительный анализ различных типов фотоэлектрических преобразователей из аморфного кремния. Разработана математическая модель и приведены расчёты площади покрытия солнечными элементами для выработки достаточной для функционирования мощности. Для соответствующей площади покрытия приведён расчёт массы солнечных элементов. Также в целях снижения массы беспилотного летательного аппарата и, как следствие, энергопотребления разработана методика математического расчёта минимальной и достаточной необходимой ёмкости аккумуляторной батареи, исходя из максимального количества солнечной энергии, которую возможно преобразовать в течение суток. Проанализированы результаты лётных испытаний и обозначены перспективы использования фотоэлектрических преобразователей в составе солнечных батарей атмосферных псевдоспутников

Атмосферный псевдоспутник; беспилотный летательный аппарат; солнечные элементы; фотоэлектрические преобразователи; аморфный кремний; коэффициент фотоэлектрического преобразования.

Цитирование: Ковалёв М.А., Зеленский В.А., Назаров А.А., Овакимян Д.Н., Мирзоев Р.М. Фотоэлектрические преобразователи в системе электроснабжения атмосферного псевдоспутника // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 55-60. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-55-60

Введение

На базе Центра беспилотных систем Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва реализуется проект атмосферного псевдоспутника (АПС) на основе беспилотного летательного аппарата (БПЛА) «Фотон-601» с солнечными панелями, установленными на левой и правой консолях крыла [1;2]. БПЛА «Фотон-601» - среднеплан нормальной аэродинамической схемы с двухкилевым оперением, поршневым двигателем «Valach 4-stroke» (мощность 10 л.с., объём 120 см³) и тянущим винтом постоянного шага. Фюзеляж типа «монокок» выполнен из композиционного материала – стеклопластика. Система посадки и спасения БПЛА состоит из вытяжного и основного парашютов, а также воздушного посадочного амортизатора. Тактико-технические характеристики БПЛА «Фотон-601» приведены в табл. 1.

Таблица 1. Тактико-технические характеристики БПЛА «Фотон-601»

Параметр	Значение
Скорость в горизонтальном полёте, км/ч	70-120
Максимальная вертикальная скорость, м/с	6
Максимальная допустимая высота полёта, м	3500
Дальность полёта, км	100
Взлётная масса, кг	до 60
Размах крыла, м	5,2
Площадь крыла, м ²	2,3

В основные задачи атмосферного псевдоспутника (АПС) входит:

- дистанционное зондирование Земли в видимом диапазоне спектра;
- мультиспектральная съёмка;
- метеонаблюдение;
- ретрансляция связи.

В результате анализа установлено, что для решения поставленных задач АПС должен удовлетворять тактико-техническим требованиям, приведённым в табл. 2.

Таблица 2. Тактико-технические требования к АПС

Параметр	Значение
Продолжительность полёта	Не менее 30 суток
Дальность радиопередачи	Не менее 150 км
Высота полёта (ночь/день)	15 / 20 км
Режим управления	Инерциальная навигационная система с коррекцией GPS/ГЛОНАСС Ручное пилотирование
Масса целевой аппаратуры	До 30 кг
Целевая аппаратура	Повторитель-усилитель радиосигнала Аэрофотоаппаратура Радиолокационная станция
Двигатель	Бесколлекторный электрический
Система энергоснабжения	Солнечная энергия Литий-серные аккумуляторы

Одной из проблем при разработке АПС является выбор бортового источника питания. В космической аппаратуре получили широкое распространение преобразователи солнечной энергии в электрическую. Полученный опыт открывает перспективы их ис-

пользования при разработке современных автономных БПЛА [3]. Благодаря солнечным батареям летательные аппараты смогут находиться в полёте достаточно продолжительное время, не используя при этом традиционное топливо. В светлое время суток в условиях избыточной солнечной радиации происходит заряд аккумуляторов, который впоследствии позволяет питать бортовые системы в условиях недостаточной освещённости. Использование солнечных батарей позволяет повысить автономность АПС, снизить массогабаритные показатели бортовых электронных средств.

Кремниевые фотоэлектрические преобразователи

На сегодняшний день основными источниками энергии для космической бортовой аппаратуры являются фотоэлектрические преобразователи ФЭП [4]. Наибольшее применение получили кремниевые ФЭП.

Для экспериментальных полётов БПЛА была выбрана модель ФЭП ТСМ-15F, представляющая собой кремниевый солнечный фотоэлектрический модуль на гибкой пластиковой основе. Максимальная мощность ФЭП составляет 15 Вт \pm 5%, номинальное напряжение 12 В. Модуль лёгкий, тонкий, погодостойкий, обладает двухсторонней чувствительностью. В летний ясный день модуль способен выработать до 90 Вт·ч электроэнергии. Имеет малый размер и массу, устойчив к механическим повреждениям, прост в эксплуатации и хранении, имеет низкую стоимость. Недостатком является невысокий (около 8%) коэффициент фотоэлектрического преобразования (КФП), обусловленный, в том числе, фундаментальными свойствами материала.

В табл. 3 приведены технические характеристики ТСМ-15F. Все параметры приведены при стандартных условиях освещения: спектр АМ-1,5, 1000 Вт/м² (прямой солнечный свет, Солнце в зените), температура воздуха +25 °С.

Таблица 3. Технические параметры ФЭП ТСМ-15F

Параметр	Значение
Напряжение холостого хода, В	21 \pm 5%
Напряжение при работе на нагрузку, В	17 \pm 5%
Ток при работе на нагрузку, А	0,9 \pm 5%
Мощность, Вт	15 \pm 5%
Габариты, мм	600*265*1,5
Масса, кг	0,33
Температура эксплуатации и хранения, °С	-40...+50

В соответствии с расчётами, чтобы обеспечить бортовое оборудование БПЛА «Фотон-601» электроэнергией, вырабатываемая мощность с учётом потерь в цепях преобразователях напряжения должна составлять 100 Вт.

Исходя из конструкции и характеристик БПЛА, свойств ФЭП можно записать следующие выражения для расчёта площади покрытия ФЭП и массы солнечных панелей:

$$S = \frac{P_{\text{ном}} S_{\text{пан}}}{P_{\text{пан}}}, \quad (1)$$

$$m = \frac{S m_{\text{пан}}}{S_{\text{пан}}}, \quad (2)$$

где $P_{\text{потр}}$ – мощность, потребляемая БПЛА; $S_{\text{пан}}$ – площадь одной солнечной панели; $P_{\text{пан}}$ – мощность, вырабатываемая одной панелью; $m_{\text{пан}}$ – масса одной солнечной панели.

Подставив в (1) и (2) значения из табл. 3, получим, что для выработки требуемых 100 Вт необходима площадь покрытия ФЭП $S = 1,06 \text{ м}^2$ с массой $m = 2,2 \text{ кг}$.

В результате лётных испытаний БПЛА «Фотон-601», оснащённого ФЭП из аморфного кремния ТСМ-15F, установлено, что данными солнечными панелями возможно полностью обеспечить энергетические потребности аппарата.

Фотоэлектрические преобразователи на основе арсенида галлия

В отличие от БПЛА, АПС будет работать на электрическом двигателе, который и будет потреблять основную долю мощности. Эквивалентная мощность двигателя «Valach 4-stroke» составляет 7400 Вт. Согласно (1), необходимая площадь покрытия солнечными батареями на основе кремниевых ФЭП ТСМ-15F равна $S_{\text{ог}} = 78,44 \text{ м}^2$ и слишком велика для размещения на поверхность крыла БПЛА «Фотон-601». Поэтому необходимо использовать для ФЭП альтернативный материал, имеющий больший коэффициент фотоэлектрического преобразования (КФП).

Суммарная мощность потребления системами АПС составляет 21,5 кВт. Для энергоснабжения АПС наиболее эффективными являются ФЭП на основе арсенида галлия GaAs. Они имеют высокий теоретический КФП, так как ширина запрещённой зоны у них близка к оптимальному значению для полупроводниковых преобразователей солнечной энергии (1.4 эВ). КФП арсенид-галлиевых солнечных батарей доходит до 35-40 %, а максимальная рабочая температура – до +150 °С.

Вследствие более высокого уровня поглощения солнечного излучения, определяемого прямыми оптическими переходами в GaAs, и высокого КФП на их основе могут быть получены ФЭП со значительно меньшей, по сравнению с кремнием, толщиной. Принципиально достаточно иметь толщину фотопреобразователя 5-6 мкм для получения КФП порядка не менее 20 %, тогда как толщина кремниевых элементов не может быть менее 50-100 мкм без заметного снижения их КФП. Данный фактор позволяет создавать лёгкие плёночные GaAs ФЭП, для производства которых потребуется сравнительно мало исходного материала.

КФП преобразователя из GaAs больше КФП кремниевых ФЭП примерно в три раза. Следовательно для выработки одинаковой мощности необходима площадь в три раза меньше, и тогда $S = 0,35 \text{ м}^2$, соответственно для энергообеспечения электрического двигателя необходима площадь $S_{\text{ог}} = 26,15 \text{ м}^2$.

Расчёт площади покрытия батареями БПЛА даёт представление о габаритах АПС, а именно о необходимости большого размаха крыла (65-70 м) и относительно малой взлётной массы АПС – 350 кг.

Заключение

Наилучшей альтернативой кремниевым ФЭП являются преобразователи из арсенида галлия. Такие ФЭП смогут полностью обеспечить потребности аппарата, что позволит использовать БПЛА «Фотон-601» в качестве атмосферного псевдоспутника.

Библиографический список

1. Ковалёв М.А., Зеленский В.А., Овакимян Д.Н., Назаров А.А., Шатров М.А. Метод ориентирования беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия или неустойчивого приёма спутниковых сигналов // Сб. научных статей по материалам докладов IV Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2017. С. 177-180.
2. Ковалёв М.А., Зеленский В.А., Овакимян Д.Н., Назаров А.А., Мирзоев Р.М. Моделирование параметров ветровых возмущений при движении беспилотного летательного аппарата по заданному маршруту // Сб. научных статей по материалам докладов IV Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2017. С. 180-183.
3. Betancourth N.P., Villamarin J.P., Rios J.V., Bravo-Mosquera P.D., Cerón-Muñoz H.D. Design and Manufacture of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle for Civilian Surveillance Missions // Journal of Aerospace Technology and Management. 2016. V. 8, Iss. 4. P. 385-396. DOI: 10.5028/jatm.v8i4.678
4. Bhatt Manish R. Solar Power Unmanned Aerial Vehicle: High Altitude Long Endurance Applications. In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Master of Science. San Jose State University, 2012. 76 p.
5. Noth A. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. A dissertation submitted for the degree of Doctor of Technical Sciences. Zurich, 2008. 196 p.

PHOTOELECTRIC CONVERTERS IN THE POWER SUPPLY SYSTEM OF AN ATMOSPHERIC PSEUDO SATELLITE

© 2018

- M. A. Kovalyov** Doctor of Science (Engineering), Head of the Department of Aircraft Maintenance; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kovalev@ssau.ru
- V. A. Zelensky** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Design and Technologies of Electronic Systems and Devices; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vaz-3@yandex.ru
- A. A. Nazarov** Postgraduate Student; Department of Design and Technologies of Electronic Systems and Devices; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; antonnazarov63@gmail.com
- D. N. Ovakimyan** Postgraduate Student; Department of Design and Technologies of Electronic Systems and Devices; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; dd55@bk.ru
- R. M. Mirzoev** Graduate Student; Department of Radio Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; mirzoev.rustam1994@yandex.ru

Unmanned aerial vehicles have enormous potential and prospects in expanding the field of application from photo and video to providing cellular communications and relaying signals. An atmospheric pseudo satellite that is expected to function exclusively at the expense of solar energy is being developed at S.P. Korolyov Samara National Research University. A study of the efficiency of using photoelectric converters in the onboard equipment of an atmospheric pseudo satellite based on the unmanned aerial vehicle Foton-601 was carried out. A comparative analysis of various types of photovoltaic converters made of amorphous silicon was performed. A mathematical model was developed and the area of solar cells coating required to generate sufficient power was calculated. The

mass of the solar cells for the appropriate coating area was calculated. Also, in order to reduce the mass of an unmanned aerial vehicle and, as a result, its energy consumption, a method of mathematical calculation to determine minimum and sufficient required battery capacity was developed, on the basis of the maximum amount of solar energy that can be converted within 24 hours. The results of flight tests were analyzed and the prospects for the use of photoelectric converters as components of solar cells of atmospheric pseudo satellites were specified.

Atmospheric pseudo satellite; unmanned aerial vehicle; solar cells; photoelectric converters; amorphous silicon; photoelectric conversion coefficient.

Citation: Kovalyov M.A., Zelensky V.A., Nazarov A.A., Ovakimyan D.N., Mirzoev R.M. Photoelectric converters in the power supply system of an atmospheric pseudo satellite. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 55-60. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-55-60

References

1. Kovalev M.A., Zelenskiy V.A., Ovakimyan D.N., Nazarov A.A., Shatrov M.A. Metod orientirovaniya bespilotnogo letatel'nogo apparata v usloviyakh otsutstviya ili neustoychivogo priema sputnikovykh signalov. *Sb. nauchnykh statey po materialam dokladov IV Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «AVIATOR»*. Voronezh: VUNTs VVS «VVA» Publ., 2017. P. 177-180. (In Russ.)

2. Kovalev M.A., Zelenskiy V.A., Ovakimyan D.N., Nazarov A.A., Mirzoev R.M. Modelirovanie parametrov vetrovykh vozmushcheniy pri dvizhenii bespilotnogo letatel'nogo apparata po zadannomu marshrutu. *Sb. nauchnykh statey po materialam dokladov IV Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «AVIATOR»*. Voronezh: VUNTs VVS «VVA» Publ., 2017. P. 180-183. (In Russ.)

3. Betancourth N.P., Villamarin J.P., Rios J.V., Bravo-Mosquera P.D., Cerón-Muñoz H.D. Design and Manufacture of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle for Civilian Surveillance Missions. *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2016. V. 8, Iss. 4. P. 385-396. DOI: 10.5028/jatm.v8i4.678

4. Bhatt Manish R. Solar Power Unmanned Aerial Vehicle: High Altitude Long Endurance Applications. In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Master of Science. San Jose State University, 2012. 76 p.

5. Noth A. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. A dissertation submitted for the degree of Doctor of Technical Sciences. Zurich, 2008. 196 p.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДИК ОЦЕНКИ МАЛОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПРИМЕРЕ ДЕФЛЕКТОРА ДИСКА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

© 2018

Е. Е. Кочерова аспирант кафедры сопротивления материалов;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kocherova_2020@mail.ru

Рассмотрено решение задачи расчёта долговечности реальной детали газотурбинного двигателя, имевшей в эксплуатации проблемы, связанные с появлением трещин, истощением несущей способности и нелокализованным разрушением вследствие развития трещины, возникшей по механизму малоциклового усталости материала в межлабиринтной зоне детали. Проектный анализ детали, выполненный инженерными методами, соответствующими нормативной методологии, принятой на момент проектирования, не предполагал проблем с прочностью, связанных с малоциклового усталостью. Массовые проявления дефекта «трещины в радиусе перехода центрирующего пояса фланца дефлектора» привели к необходимости проведения оценки безопасности дальнейшей эксплуатации изделий с данными деталями до выработки назначенного ресурса. По результатам металлургических исследований сделан вывод о причинах возникновения и введён комплекс технологических мероприятий по предотвращению данных дефектов в будущем. Приведено несколько методик оценки малоциклового усталости, используемых в процессах проектирования и разработки двигателей в условиях отсутствия банка данных по свойствам материалов при «жёстком» цикле нагружения.

Газотурбинный двигатель; турбина; циклическая долговечность; малоциклового усталость; дефект; ресурс; усталостные трещины; напряжённо-деформированное состояние; эквивалентные циклические испытания.

Цитирование: Кочерова Е.Е. Сравнительный анализ методик оценки малоциклового усталости деталей газотурбинного двигателя на примере дефлектора диска турбины высокого давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 61-71. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-61-71

Введение

При стендовых эквивалентно-циклических испытаниях одного из опытных двигателей серии НК было получено нелокализованное разрушение дефлектора с началом по полотну в зоне между первым и вторым лабиринтами. Аналогичный дефект на серийном двигателе стал причиной катастрофы самолёта. На ряде серийных дефлекторов после соответствующих циклических наработок были обнаружены трещины различной протяжённости и глубины в той же зоне. Разрушения во всех случаях квалифицировались как малоциклового усталость (МЦУ) [1;2] и связывались как с повышенной циклической нагруженностью, так и с неблагоприятной технологической наследственностью материала [3], привнесённой при механической обработке межлабиринтной зоны (повышенный уровень наклёпа, низкая чистота обработки поверхности).

По результатам металлургических исследований был реализован комплекс мероприятий по снижению уровня технологического повреждения материала в труднообрабатываемых (межлабиринтных) зонах дефлекторов. Он включал в себя: перевод механической обработки на станки с числовым программным управлением для исключения рисков, связанных с человеческим фактором; удаление слоя материала с грубым наклёпом от лезвийной обработки посредством абразивно-жидкостной обработки; коррекцию направления обработки микрошариками межлабиринтной зоны для улучшения исходного состояния поверхности детали, в том числе и зоны проявления дефекта [4].

В целях предотвращения появления подобного дефекта на вновь изготавливаемых двигателях конструкция дефлектора принципиально изменена посредством снятия нижнего лабиринта, что исключило наличие наиболее опасной зоны детали.

В то же время в эксплуатации остаётся свыше сорока двигателей с дефлекторами прежней конструкции и поэтому необходимо оценить безопасность эксплуатации данных изделий в рамках установленного ресурса [5;6].

В настоящий момент требуемые согласно [5] результаты натурных испытаний образцов, вырезанных из соответствующих деталей (или заготовок), при «жёстком» цикле нагружения при различных коэффициентах асимметрии цикла зачастую отсутствуют. Поэтому возникает необходимость в разработке методик оценки МЦУ на основе имеющихся результатов испытаний образцов при «мягком» цикле нагружения. В данной работе проводится сравнительный анализ известных методик и разработанной методики оценки МЦУ с учётом влияния коэффициента асимметрии цикла.

Методики оценка циклической долговечности

Приведём четыре методики оценки циклической долговечности дефлектора по малоцикловой усталости.

Методика расчётной оценки по уравнению Мэнсона-Коффина (методика 1). В соответствии с нормами прочности расчёт циклической долговечности может быть выполнен с использованием модифицированного уравнения Мэнсона-Коффина, методика расчёта приведена в нормах прочности [5].

Методика расчётно-экспериментальной оценки с использованием кривых МЦУ, полученных на гладких образцах при симметричном цикле (методика 2). В инженерной практике для предварительных оценок часто используется упрощённый подход, при котором оценка циклической долговечности производится с использованием кривых МЦУ материала, полученных на гладких образцах по максимальному значению σ_i – максимального главного напряжения в цикле [7-10]. Такая оценка предполагает отнулевой цикл изменения напряжения в расчётной точке конструкции, что при наличии пластической деформации в первом цикле нагружения реальной конструкции не соответствует действительности. Кривые МЦУ для гладких образцов из сплава ЭК79 приведены на рис. 1.

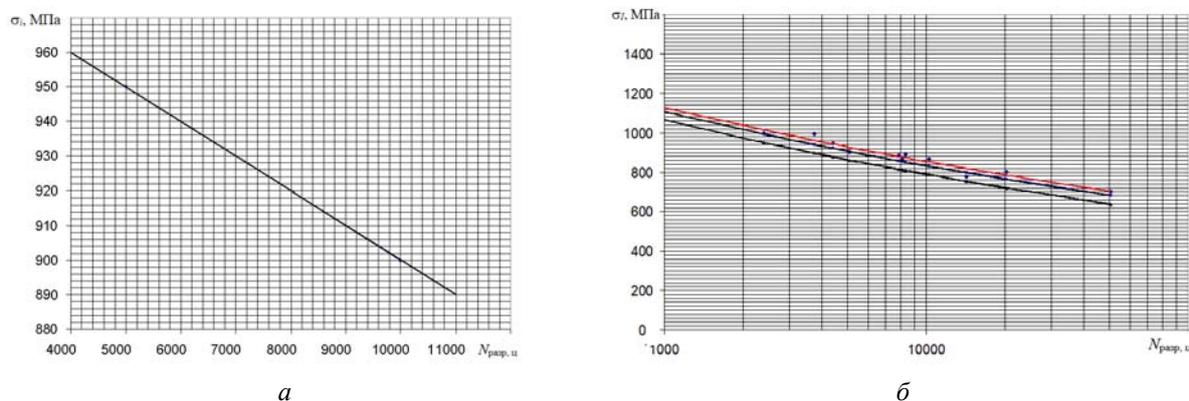


Рис. 1. Кривые МЦУ для сплава ЭК79, гладкие образцы:
 а – $t = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$, данные из справочника ВИАМ; б – $t = 650\text{ }^{\circ}\text{C}$, данные ПАО «Кузнецов»
 (верхняя кривая для $P = 0,5$; средняя – для $P = 0,95$; нижняя – для $P = 0,995$)

Методика расчётно-экспериментальной оценки с использованием кривых МЦУ, полученных на образцах с концентратором при симметричном цикле (методика 3). Методика строится на моделировании процесса испытаний образцов в программном комплексе Ansys с учётом кривых деформирования сплава ЭК79 для получения зависимости $\Delta\varepsilon_i = f(\lg N_{разр})$, где $\Delta\varepsilon_i$ – эквивалентные размахи полной деформации, $N_{разр}$ – число циклов до разрушения. Зависимости $\Delta\varepsilon_i$ от $N_{разр}$ строятся по трём точкам аппроксимирующих линейных зависимостей амплитуды напряжений от числа циклов нагружения до разрушения $\sigma = f(\lg N_{разр})$ для доверительных вероятностей $P = 0,5; 0,95; 0,995$ следующим образом:

– значения амплитуды напряжений в нетто-сечении пересчитываются в соответствующие амплитуды растягивающей нагрузки, прикладываемой по торцам моделей образцов;

– производится несколько циклов упругопластического анализа процесса нагрузка – разгрузка – нагрузка – разгрузка (имитация последовательных циклов нагружения образцов при испытаниях) для диапазона нагрузок с пластическими деформациями в первом цикле (получение установившегося цикла деформирования);

– после установления факта получения установившегося цикла деформирования в вершине надреза определяются упругие и пластические компоненты деформаций для моментов разгрузки и нагрузки, размахи компонентов упругой и пластической деформаций и эквивалентный размах (интенсивность размахов) деформаций, так же как и при использовании уравнения Мэнсона-Коффина [5];

– по полученным значениям строятся кривые МЦУ в форме зависимости $\Delta\varepsilon_i = f(\lg N_{разр})$, показанные на рис. 2;

– полученные кривые МЦУ в размахах деформации используются для расчёта долговечности.

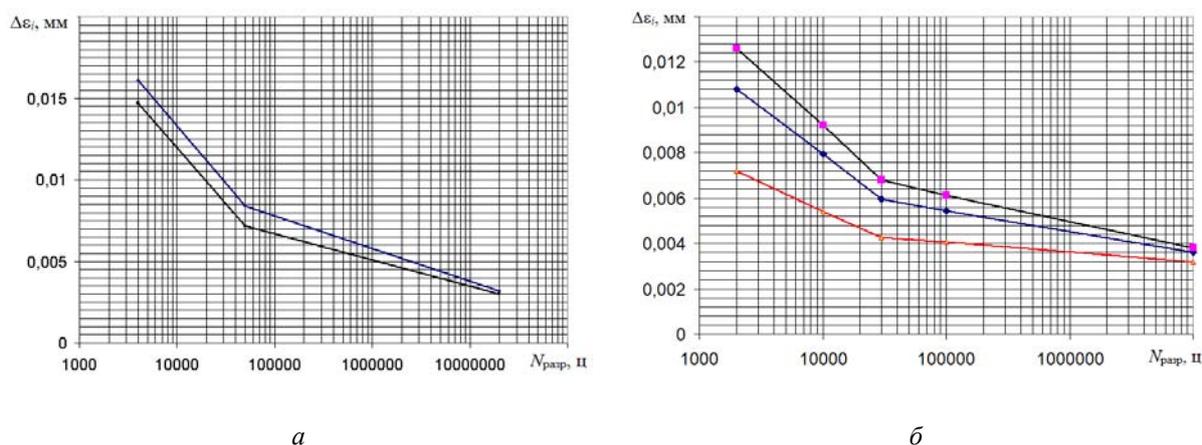


Рис. 2. Кривые МЦУ сплава ЭК79 в деформационном представлении:

а – $t = 20^\circ\text{C}$ (верхняя кривая для $P = 0,5$; нижняя – для $P = 0,95$);

б – $t = 650^\circ\text{C}$ (верхняя кривая для $P = 0,5$; средняя – для $P = 0,95$; нижняя – для $P = 0,995$)

Методика расчётно-экспериментальной оценки с учётом влияния коэффициента асимметрии цикла (методика 4). Наличие достаточно большого объёма экспериментальных данных по МЦУ образцов с различными концентраторами напряжений позволяет построить поле характеристик малоциклового усталости для материала с учётом асимметрии цикла [4;10].

Предлагается следующая методика построения поля характеристик МЦУ, которая заключается:

- в построении аппроксимирующих зависимостей $\sigma_p = f(N_u)$, где σ_p – разрушающие напряжения, N_u – число циклов до разрушения для гладких образцов и образцов с концентраторами радиусов $r = 0,1$ мм и $r = 0,3$ мм для температур 20°C, 550°C, 650°C по результатам имеющейся серии испытаний с $P = 0,995$;

- определении циклов нагружения всех типов образцов на каждом уровне температуры, соответствующих разрушению для некоторого принятого набора долговечностей, например 1000, 2500, 5000, 10 000 циклов;

- анализе по методике расчётно-экспериментальной оценки циклической долговечности с использованием кривых МЦУ, полученных на образцах с концентраторами напряжений установившегося цикла напряжённо-деформированного состояния (НДС) всех типов образцов на каждом уровне температуры для каждой долговечности;

- выборе характерной характеристики НДС для использования в анализе циклической долговечности исходя из НДС в расчётной точке рассчитываемой детали. При сложном трёхмерном НДС оптимальным будет выбор эффективных размахов (амплитуд) и эквивалентного среднего значения интенсивности полной деформации в цикле; при близком к одномерному НДС – амплитуды и среднего значения максимального компонента напряжения в цикле;

- построении поля характеристик постоянной разрушающей долговечности в координатах σ_a – амплитудные напряжения цикла, σ_m – средние напряжения цикла или $\Delta\varepsilon_i$ – размах деформаций цикла, ε_m – средние деформации цикла для набора значений разрушающей наработки;

- определении разрушающей наработки по полученным из анализа НДС детали значениям σ_a , σ_m или $\Delta\varepsilon_i$, ε_m .

На рис. 3 приведено поле характеристик МЦУ сплава ЭК79 при 650°C, полученных по такой методике в координатах σ_a , σ_m с линейной (по типу диаграммы Гудмана) аппроксимацией [11].

Вариант построения характеристик в напряжениях был выбран исходя из анализа НДС дефлектора в зоне проявления дефекта.

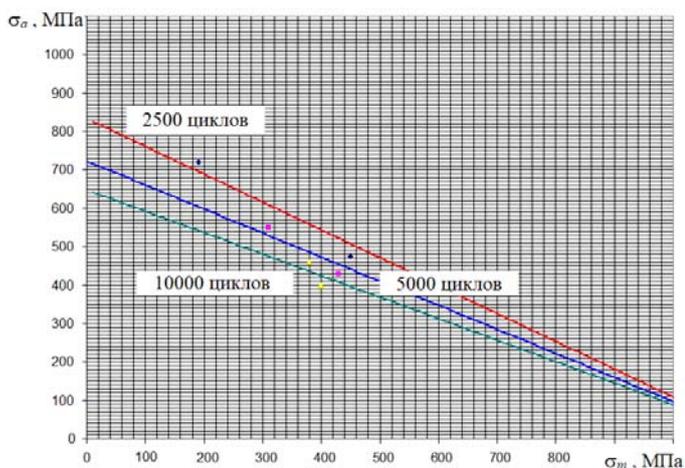


Рис. 3. Поле характеристик МЦУ сплава ЭК79 при 650°C с учётом формы цикла нагружения

При получении поля характеристик не учитывались данные для образцов с надразом радиусом 0,1 мм в связи с большим разбросом полученных значений разрушающих долговечностей и трудностями, возникшими при обработке результатов и связанными, по-видимому, с некорректностью упругопластической модели материала при больших пластических деформациях.

Оценка напряжённо-деформированного состояния

Для использования методики 1 необходимо иметь оценки напряжённо-деформированного состояния (НДС) критической зоны дефлектора по результатам структурного анализа [10] модели в характерные моменты расчётного типового полётного цикла (ТПЦ) и испытательного цикла эквивалентно-циклических испытаний (ИЦ ЭЦИ). Результаты оценки НДС приведены на рис. 4.

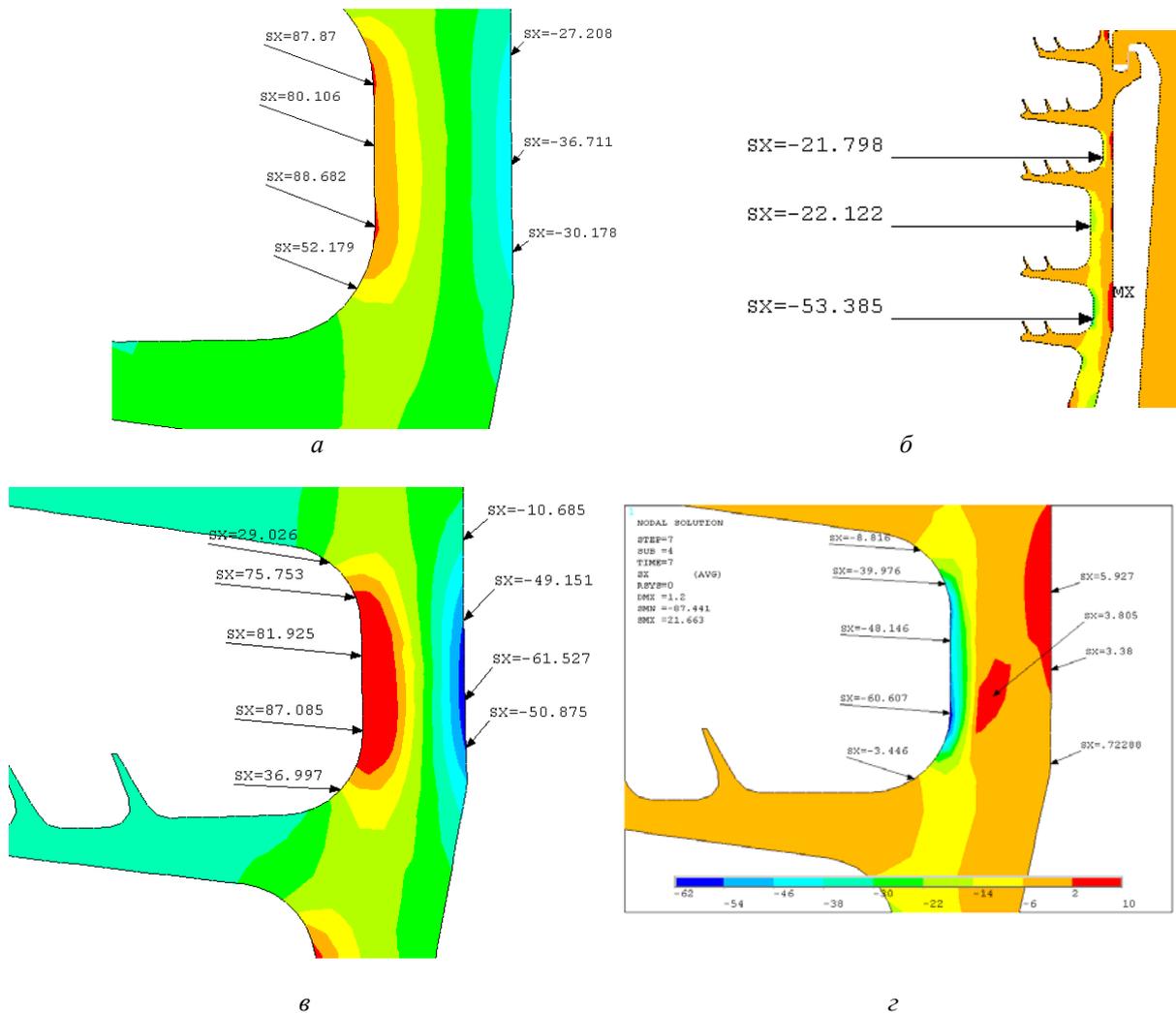


Рис. 4. НДС критической зоны дефлектора

(значения представлены в условных единицах, $\times 10$ для перевода в МПа):

- а – максимальное радиальное напряжение в ПЦ (начало тах режима);
- б – радиальное напряжение в дефлекторе после остановки двигателя (разгрузка);
- в – максимальное радиальное напряжение в ИЦ «нагрузка» (начало первой площадки тах режима);
- г – минимальное радиальное напряжение в ИЦ «разгрузка» (остановка двигателя между испытательными циклами)

Реверс упругой деформации в зоне дефекта практически полностью обусловлен наличием пластической деформации при нагружении. Пластические деформации приведены на рис. 5.

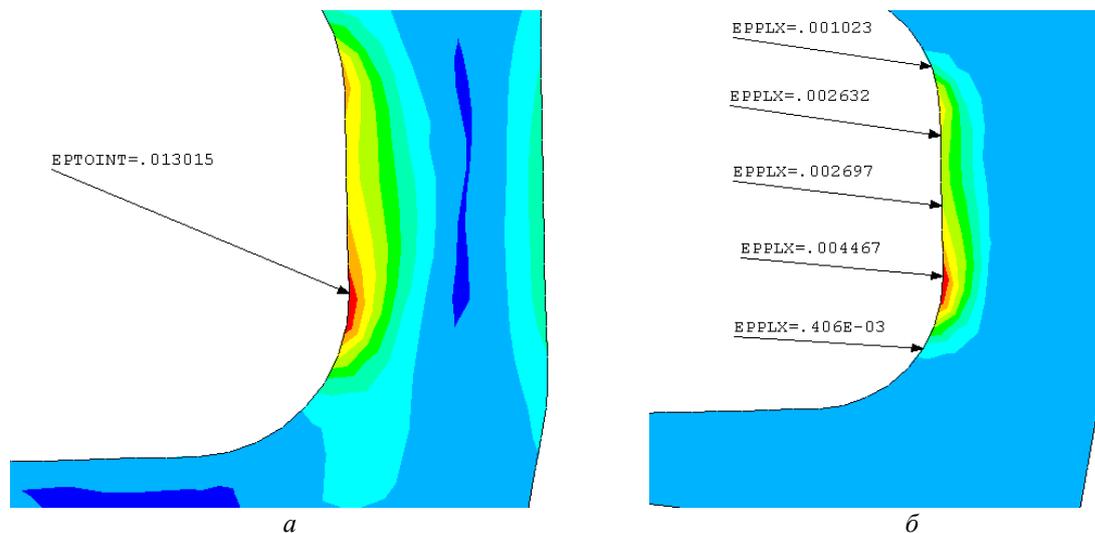


Рис. 5. Установившиеся пластические деформации:
 а – максимальная интенсивность полной деформации в ИЦ;
 б – максимальная радиальная пластическая деформация в ИЦ

Результаты оценки малоциклового усталости

Ниже приведены результаты оценки малоциклового усталости по четырём методикам.

Методика 1 (уравнение Мэнсона-Коффина). Исходные данные и результаты анализа для ТПЦ приведены в табл. 1. Исходные данные, а именно линейные деформации $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$ и угловые деформации $\epsilon_{xy}, \epsilon_{xz}, \epsilon_{zy}$, для определения размаха полной пластической деформации $\Delta\epsilon_i$ получены из расчёта НДС.

Таблица 1. Исходные данные и результаты расчёта эффективного размаха деформаций полного цикла нагружения

Компоненты	ϵ_x	ϵ_y	ϵ_z	ϵ_{xy}	ϵ_{xz}	ϵ_{zy}	$\Delta\epsilon_i$
max	0,528	0,034	0,197	0,09	0	0	0,62
min	-0,319	-0,015	0,168	0,0513	0	0	

Разрушающее количество полных (0-max-0) циклов при ЭЦИ $N_{разр} = 2900$ ц.

Разрушающее количество элементарных (малый газ-max-малый газ) циклов при ЭЦИ $N_{разр} = 125\ 500$ ц.

Коэффициент соответствия элементарных (малый газ-max-малый газ) циклов $K_{эл} = 0,023$.

По результатам анализа расчётное значение допустимой наработки в полных циклах (запуск с выходом на максимальный режим с последующей остановкой и охлаждением) для дефлекторов составляет 580 циклов (запусков), коэффициент приведения элементарных циклов составляет $K_{эл} = 0,023$.

Методика 2 (гладкие образцы, симметричный цикл). Результаты приведены на рис. 6, где K_N – коэффициент запаса.

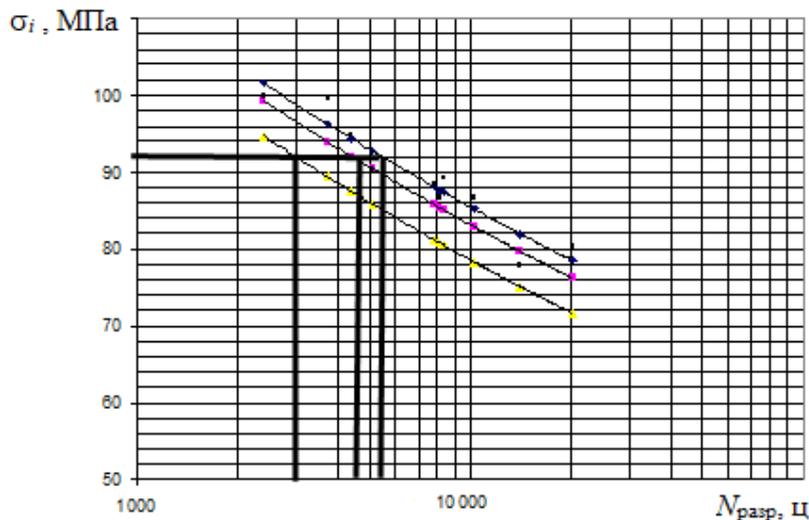


Рис. 6. Результаты анализа по кривым МЦУ для гладких образцов:

$$N_{\text{разр}} \approx 4600 \text{ циклов}, N_{\text{доп}} \approx 920 \text{ циклов } (-1\sigma, K_N = 5)$$

$$\text{или } N_{\text{разр}} \approx 3000 \text{ циклов}, N_{\text{доп}} \approx 600 \text{ циклов } (-3\sigma, K_N = 5)$$

При использовании «грубой» оценки циклической долговечности по кривым МЦУ гладких образцов и максимальному напряжению цикла расчётное значение допустимой наработки $N_{\text{доп}}$ в полных циклах (количестве запусков с выходом на максимальный режим) для дефлекторов составляет 600 циклов при $P = 0,995$.

Методика 3 (образцы с концентраторами, симметричный цикл). Результаты анализа с использованием кривых МЦУ в размахх эффективной деформации $\Delta\varepsilon_i$ в зависимости от количества разрушающих циклов $N_{\text{разр}}$ при коэффициенте запаса $K_N = 5$ приведены на рис. 7.

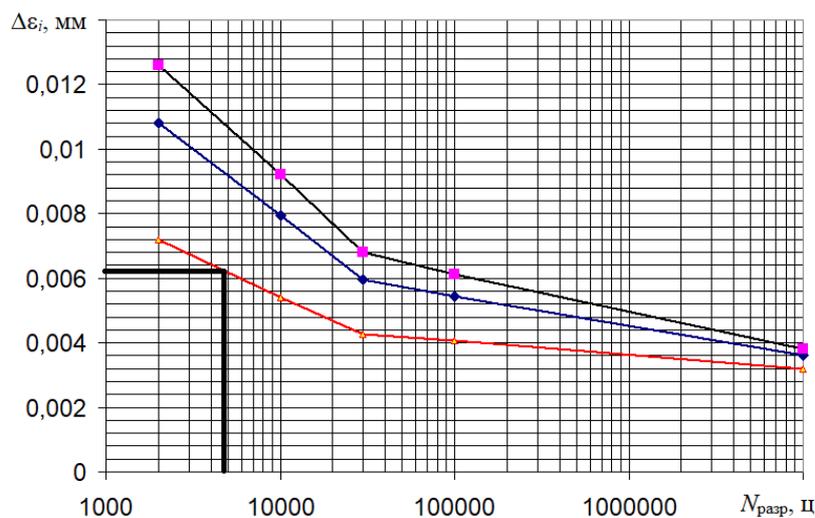


Рис. 7. Результаты анализа по кривым МЦУ в эффективных размахх деформации:

$$N_{\text{разр}} \approx 4800 \text{ циклов}, N_{\text{доп}} \approx 960 \text{ циклов } (P = 0,995, K_N = 5)$$

По результатам анализа расчётное значение допустимой наработки $N_{доп}$ в полных циклах (количестве запусков с выходом на максимальный режим) для дефлекторов составляет 960 циклов (запусков).

Методика 4. Результаты анализа МЦУ с учётом асимметрии цикла напряжений приведены на рис. 8.

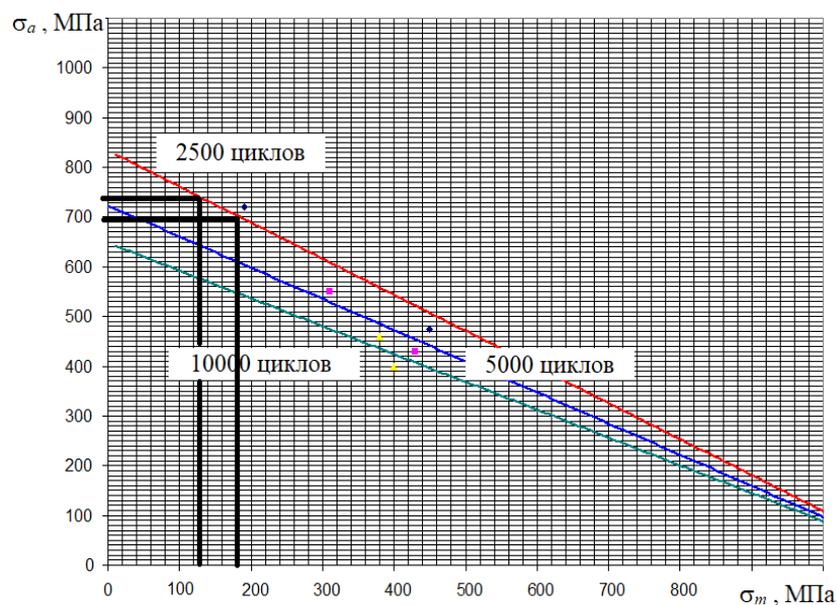


Рис. 8. Результаты анализа МЦУ с учётом асимметрии цикла:

$N_{разр} \approx 2600$ циклов, $N_{доп} \approx 520$ циклов ($P = 0,995$, $K_N = 5$) для полётного цикла;

$N_{разр} \approx 2500$ циклов, $N_{доп} \approx 500$ циклов ($P = 0,995$, $K_N = 5$) для испытательного цикла

При использовании поля характеристик постоянной разрушающей долговечности в координатах $\sigma_a \sigma_m$, построенного по результатам обработки данных МЦУ образцов с концентраторами напряжений, расчётное значение допустимой наработки $N_{доп}$ в полных циклах (количество запусков с выходом на максимальный режим) для дефлекторов составляет 520 циклов (запусков) при анализе по ГПЦ и 500 полных циклов при анализе испытательного цикла. Коэффициент соответствия испытательного цикла полётному составляет $k_c = 0,93$ (испытательный цикл «жестче» полётного).

Выводы

По результатам расчётного анализа при $P = 0,995$ и $K_N = 5$ в зависимости от метода оценки расчётная долговечность дефлектора без учёта технологического повреждения составила 580 полных циклов при использовании уравнения Мэнсона-Коффина (методика 1) и 520–960 полных циклов нагружения для трёх вариантов использования данных испытаний стандартных образцов (методики 2–4).

Оценка циклической долговечности на основе использования уравнения Мэнсона-Коффина (методика 1) для эксплуатируемой детали может быть использована только на этапе проектных работ, как и указано в [5].

Первые две расчётно-экспериментальные методики (методики 2, 3) могут применяться для «грубой» оценки циклической долговечности. Это связано со следующим.

В методике 2 используются кривые МЦУ, полученные на гладких образцах, и используются максимальные главные напряжения при отнулевом цикле изменения напряжений, что при наличии пластической деформации в первом цикле нагружения приводит к приближённым результатам. В методике 3 используются кривые МЦУ, полученные на образцах с концентратором, но отсутствует учёт изменения коэффициента асимметрии цикла деформирования в расчётном узле.

Методика оценки циклической долговечности с учётом влияния коэффициента асимметрии цикла (методика 4) даёт возможность определить разрушающую долговечность с наибольшей точностью, так как учитываются практически все факторы, влияющие на образец в процессе испытаний.

Библиографический список

1. Терентьев В.Ф., Петухов А.Н. Усталость высокопрочных металлических материалов. М.: ИМЕТ РАН-ЦИАМ, 2013. 515 с.
2. Партон В.З., Борисковский В.Г. Динамика хрупкого разрушения. М.: Машиностроение, 1988. 240 с.
3. Иванов С.И. Определение остаточных напряжений в пластинках методом полосок // Сб. трудов «Вопросы прочности элементов авиационных конструкций». Вып. 48. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1971. С. 139-152.
4. Махутов Н.А., Гаденин М.М., Бурак М.И., Даунис М.А., Зацаринный В.В., Злочевский А.Б., Каган В.А., Ларионов В.В., Левин О.А., Новиков В.А., Покровский В.В., Романов А.Н., Трощенко В.Т., Филатов В.М. Механика малоциклового разрушения. М.: Наука, 1986. 264 с.
5. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации. М.: ЦИАМ, 2004. 260 с.
6. Ануров Ю.М., Федорченко Д.Г. Основы обеспечения прочностной надёжности авиационных двигателей и силовых установок. СПб.: Санкт-Петербургский политехнический университет, 2004. 390 с.
7. Колмогоров В.Л. Напряжения, деформации, разрушение. М.: Металлургия, 1970. 229 с.
8. Кудрявцев П.И. Нераспространяющиеся усталостные трещины. М.: Машиностроение, 1982. 174 с.
9. ГОСТ 25.502-79. Расчёты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. М.: Стандартиформ, 1983. 50 с.
10. Махутов Н.А. Деформационные критерии разрушения и расчёт элементов конструкций на прочность. М.: Машиностроение, 1981. 272 с.
11. Кудрявцев И.В., Наумченко Н.Е., Саввина Н.М. Усталость крупных деталей машин. М.: Машиностроение, 1981. 240 с.

METHODS OF EVALUATING LOW-CYCLE FATIGUE OF GAS TURBINE ENGINE PARTS EXEMPLIFIED BY A HIGH-PRESSURE TURBINE COVER PLATE

© 2018

E. E. Kocherova Postgraduate Student of the Department of Strength of Materials, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, kocherova_2020@mail.ru

This article presents an example of calculating the durability of a real part of a gas turbine engine. The part under examination had problems in its operation due to origination of cracks, exhaustion of load bearing capacity and non-localized fracture owing to crack development arising as a result of low-cyclic fatigue of material in the inter-labyrinth zone of the part. The part design analysis carried out with the use of engineering methods in conformity with the standard procedure accepted at the time of design did not presuppose any strength problems owing to low-cyclic fatigue. Mass manifestations of the defect “crack in the radius of the deflector flange center pilot transition” called for the necessity of evaluating the safety of subsequent use of products containing these parts before they reach the end of their assigned service life. Based on the results of metallurgical studies, a conclusion of the causes of defects was made and a complex of technological measures to prevent these defects in the future was proposed. Some methods of evaluating low-cyclic fatigue are presented in the article. They are widely used in engine design and development at the present time (in the absence of a data bank on the properties of materials under the “hard” loading cycle).

Gas turbine engine; turbine; cycle life; low-cycle fatigue; defect; life; design and development; fatigue cracks; stress-strained state; equivalent cyclic tests.

Citation: Kocherova E.E. Methods of evaluating low-cycle fatigue of gas turbine engine parts exemplified by a high-pressure turbine cover plate. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 61-71. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-61-71

References

1. Teren't'ev V.F., Petukhov A.N. *Ustalost' vysokoprochnykh metallicheskih materialov* [Fatigue of high-strength metallic materials]. Moscow: CIAM Publ., 2013. 515 p.
2. Parton V.Z., Borisovskiy V.G. *Dinamika khrupkogo razrusheniya* [Dynamics of brittle fracture]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 240 p.
3. Ivanov S.I. Opredelenie ostatochnykh napryazheniy v plastinkakh metodom polosok. *Sb. trudov «Voprosy prochnosti elementov aviatsionnykh konstruktsiy»*. Vyp.48. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1971. P. 139-152. (In Russ.)
4. Makhutov N.A., Gadenin M.M., Burak M.I., Daunis M.A., Zatsarini V.V., Zlochevsky A.B., Kagan V.A., Larionov V.V., Levin O.A., Novikov V.A., Pokrovsky V.V., Romanov A.N., Troschenko V.T., Filatov V.M. *Mekhanika malotsiklovogo razrusheniya* [Mechanics of Low-Cycle Fracture]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 264 p.
5. *Normy prochnosti aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley grazhdanskoy aviatsii* [Strength standards of aviation gas turbine engines of civil aviation]. Moscow: CIAM Publ., 2004. 260 p. (In Russ.)
6. Anurov U.M., Fedorchenko D.G. *Osnovy obespecheniya prochnostnoy nadezhnosti aviatsionnykh dvigateley i silovykh ustanovok* [The principles of ensuring the strength reliability of aircraft engines and power units]. St.-Peterburg: Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University Publ., 2004. 390 p.
7. Kolmogorov V.L. *Napryazheniya, deformatsii, razrushenie* [Stresses, deformations, destruction]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1970. 229 p.
8. Kudryavtsev P.I. *Nerasprostranyayushchiesya ustalostnye treshchiny* [Nonpropagating fatigue cracks]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1982. 174 p.

9. GOST 25.502-79. Strength analysis and testing in machine building. Methods of metals mechanical testing. Methods of fatigue testing. Moscow: Standartinform Publ., 1983. 50 p. (In Russ.)

10. Makhutov N.A. *Deformatsionnye kriterii razrusheniya i raschet elementov konstruktsiy na prochnost'* [Deformation fracture criteria and strength calculation of structural components]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 272 p.

11. Kudryavtsev I.V., Naumchenko N.E., Savvina N.M. *Ustalost' krupnykh detaley mashin* [Fatigue of large machine parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 240 p.

ОПТИМИЗАЦИЯ УТОЛЩЁННЫХ ЛОПАТОК БИРОТАТИВНОГО ЗАКАПОТИРОВАННОГО ВЕНТИЛЯТОРА НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ 3D-ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ ЕГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

© 2018

- В. И. Милешин** кандидат физико-математических наук, начальник отделения;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва
mileshin@ciam.ru
- С. В. Панков** начальник отдела;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва
pankov@ciam.ru
- В. А. Фатеев** старший научный сотрудник;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва
fateev@ciam.ru
- С. К. Щипин** кандидат технических наук, заместитель главного конструктора;
АО «Российская самолётостроительная корпорация «МИГ», г. Москва;
sershchipin@mail.ru

При разработке биротативных вентиляторов для перспективных авиационных двигателей нового поколения с закапотированными лопатками (CRTF) важно обеспечить хорошие акустические и аэродинамические характеристики. В обеспечение аэродинамических и акустических исследований исходного варианта модели перспективного биротативного вентилятора CRTF1 с $\pi_g^* \sim 1,54$ в заглушенной камере на стенде ЦЗ-А (ЦИАМ) были разработаны его экспериментальная и математическая модели и проведены расчёты стационарных вязких трёхмерных течений и интегральных характеристик. Приведены результаты сравнения расчётных в приближении «mixing plane» и экспериментальных данных CRTF1. Данное сравнение должно показать правомочность проектирования биротативного вентилятора CRTF2A в приближении «mixing plane» без учёта нестационарного взаимодействия. Указанные сравнения расчётных и экспериментальных данных демонстрируют хорошее совпадение при $\bar{\eta}_{np} \leq 92\%$. При $\bar{\eta}_{np} > 92\%$ совпадение расчётных и экспериментальных данных удовлетворительное – максимальная погрешность не превышает 2%. Представлены результаты газодинамической оптимизации формы углепластиковой лопатки закапотированного биротативного вентилятора с использованием 3D-обратной задачи. Отличие углепластиковой лопатки от сплошной титановой лопатки заключается в более толстых передней и задних кромках и увеличенной максимальной толщине профиля.

Газотурбинный двигатель; биротативный закапотированный вентилятор; газодинамические характеристики; оптимизация; решение 3D-обратной задачи; утолщённые лопатки.

Цитирование: Милешин В.И., Панков С.В., Фатеев В.А., Щипин С.К. Оптимизация утолщённых лопаток биротативного закапотированного вентилятора на основе решения 3D-обратной задачи для улучшения его газодинамических характеристик // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 72-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-72-86

Введение

На первом этапе была спроектирована модель биротативного закапотированного вентилятора (CRTF1, Европейская программа «VITAL») со сплошными титановыми лопатками (рис. 1, 2).

Проектирование CRTF1 (биротативный вентилятор, вариант 1) велось на основе 3D-методов расчёта стационарных и нестационарных вязких течений в рамках уравне-

ний Навье-Стокса, включая 3D-акустические расчёты. На основе полученных результатов были уменьшены источники тонального шума, на основе аэродинамической оптимизации был получен коэффициент полезного действия (КПД) $\eta_{ad}^* > 0,92$ при $\bar{n}_{np} = 100\%$ [1; 2].



Рис. 1. Биротативный вентилятор CRTF1 с титановыми лопатками (вид спереди)

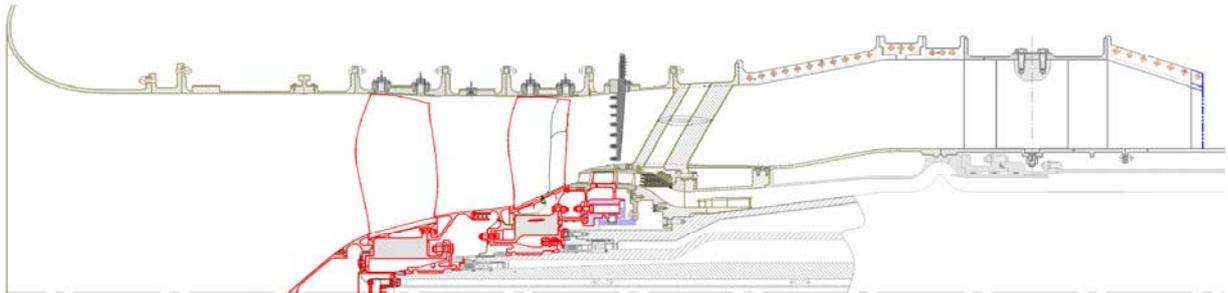


Рис. 2. Биротативный закапотированный вентилятор CRTF1 со сплошными титановыми лопатками (продольный разрез)

Однако при переходе к углепластиковой лопатке с утолщёнными на 20...30% по высоте лопатки передними и задними кромками и максимальной толщиной профиля по сравнению с лопатками первого и второго роторов CRTF1 КПД снижается при одних и тех же режимных параметрах (обороты первого и второго роторов \bar{n}_1, \bar{n}_2 , противодавление на выходе из расчётной области) [3-5].

Для восстановления КПД CRTF2A (биротативный вентилятор, вариант 1 с утолщёнными углепластиковыми лопатками) был использован алгоритм 3D-обратной

задачи для перепроектирования венцов CRTF2A на основе заданного распределения аэродинамической нагрузки вдоль хорды и высоты лопатки.

Для восстановления КПД второго варианта модели биротативного вентилятора CRTF2B с углепластиковыми лопатками [4] был использован генетический алгоритм.

В настоящей работе для повышения КПД CRTF2A в рабочей точке при $\bar{n}_{np} = 95\%$ предлагается использовать метод решения 3D-обратной задачи для построения оптимальных лопаток роторов биротативного вентилятора и распределение нагрузки (в качестве граничного условия, необходимого для решения 3D-обратной задачи), взятое в точке максимума КПД характеристики CRTF2A, полученной из решения прямой задачи при $\bar{n}_{np} = 95\%$ [6-10].

Чтобы понять основные газодинамические причины увеличения КПД в точке его максимума, необходимо сравнить распределения линий постоянства числа Маха (изомахи) вдоль профиля лопатки на указанных режимах работы CRTF.

3D-расчёты показали, например, что в рабочей точке вентилятора максимальное значение числа Маха перед скачком уплотнения $M_{max} \approx 1,4$ на периферии первого ротора R1 (первый ротор), а в точке максимума КПД $M_{max} \approx 1,2$, что и приводит к существенному повышению КПД R1.

Все три модели биротативных вентиляторов программы «VITAL» – CRTF1, CRTF2A, CRTF2B были спроектированы на степень двухконтурности $m = 10$, степень сжатия $\pi_g^* = 1,54$ и окружной скорости на периферии первого ротора R1 $U_g = 284$ м/с.

1. Сравнение расчётных и экспериментальных данных на модели CRTF1

В обеспечение аэродинамических и акустических исследований исходного варианта модели перспективного биротативного вентилятора CRTF1 с $\pi_g^* \approx 1,54$ в заглушенной камере на стенде ЦЗ-А (ЦИАМ) были разработаны его экспериментальная и математическая модели и проведены расчёты стационарных вязких трёхмерных течений и интегральных характеристик. Диаметр экспериментальной модели вентилятора составляет 0,5588 м (22"). Для акустических и аэродинамических испытаний вдоль различных рабочих линий на выходе в наружном контуре устанавливаются сменные сопла, различающиеся площадью минимального сечения ($D_n = 595$ мм, 603 мм, 618 мм). Для определения напорных характеристик и запасов устойчивости применяется дроссельное устройство в наружном контуре (рис. 3). Степень двухконтурности вентилятора регулируется дросселем внутреннего контура в конфигурации с наружным соплом или с дросселем наружного контура.

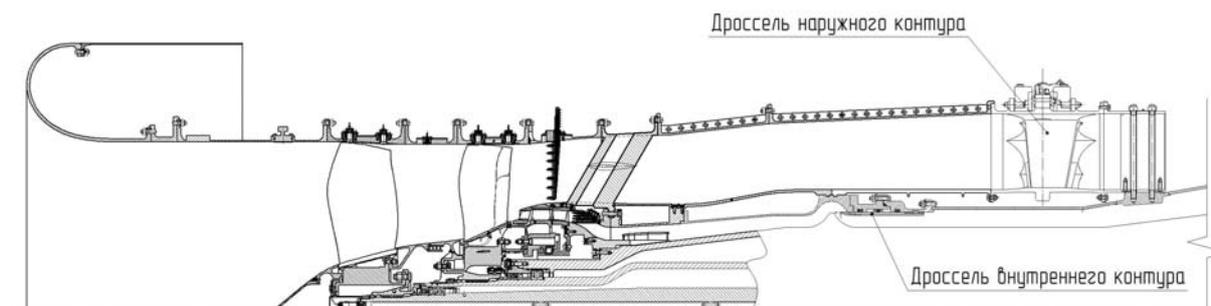


Рис. 3. Дроссельное устройство в наружном контуре

В данной работе будут представлены результаты сравнения расчётных в приближении «mixing plane» и экспериментальных данных CRTF1. Данное сравнение должно показать правомочность проектирования биротативного вентилятора CRTF2A в приближении «mixing plane» без учёта нестационарного взаимодействия.

Метод определения интегральных (дроссельных) характеристик CRTF [9], а также параметров течений основан на численном решении трёхмерных уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу [4-8]. Применяется распространённый неявный вариант метода установления по схеме Годунова [11-14] повышенного порядка точности по пространственным координатам и полуэмпирические модели турбулентности с пристеночными функциями. Для определения турбулентной вязкости применяется алгебраическая модель либо однопараметрические или двухпараметрические дифференциальные модели турбулентности [14-16]. Представленные результаты были получены с использованием только алгебраической модели турбулентности Болдуина-Ломакса.

Для сравнения расчётных и экспериментальных данных вентилятора CRTF1 были выбраны как интегральные, так и локальные характеристики. В качестве интегральных характеристик представлены зависимости вдоль рабочей линии от приведённых оборотов \bar{n}_{np} степени сжатия π^* / π_{CDP}^* , адиабатического КПД $\eta_{ad}^* / \eta_{ad,CDP}^*$, приведённого расхода $G_{np} / G_{np,CDP}$, отнесённые к соответствующим величинам в рабочей точке на крейсерском режиме при $\bar{n}_{np} = 95\%$. Указанные сравнения расчётных и экспериментальных данных приведены на рис. 4-6 и демонстрируют хорошее совпадение при $\bar{n}_{np} \leq 92\%$. При $\bar{n}_{np} > 92\%$ совпадение расчётных и экспериментальных данных удовлетворительное – максимальная погрешность не превышает 2%. На рис. 4-6 и далее CDP – cruise design point – проектная точка на крейсерском режиме.

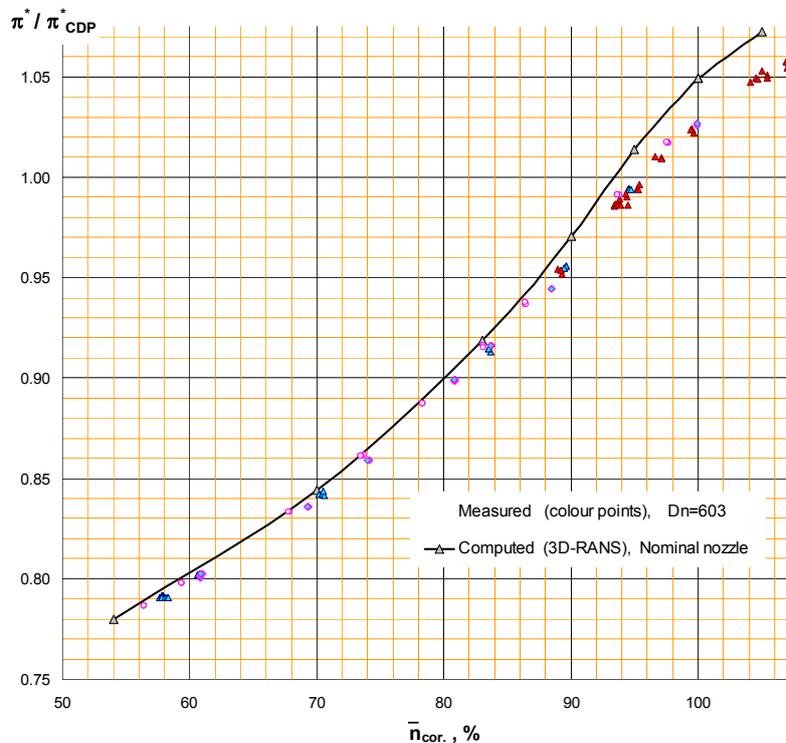


Рис. 4. Отношение π^* (расч. или эксп.) к величине π^* в «CDP, $\bar{n}_{np} = 95\%$ »

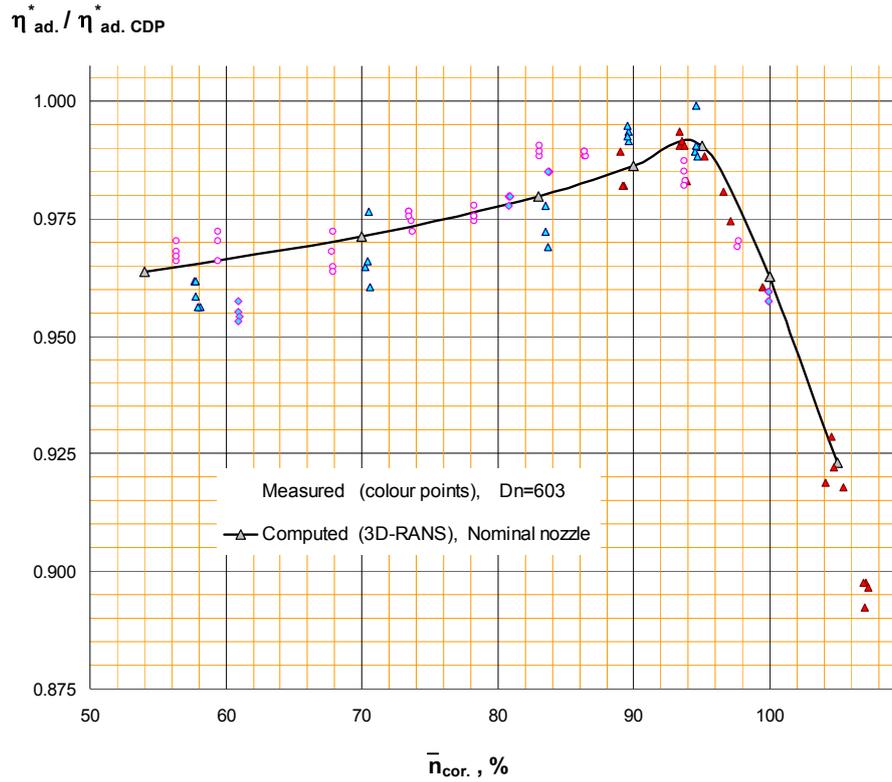


Рис. 5. Отношение η_{ad}^* (расч. или эксп.) к величине η_{ad}^* в «CDP ($\bar{n}_{np} = 95\%$)»

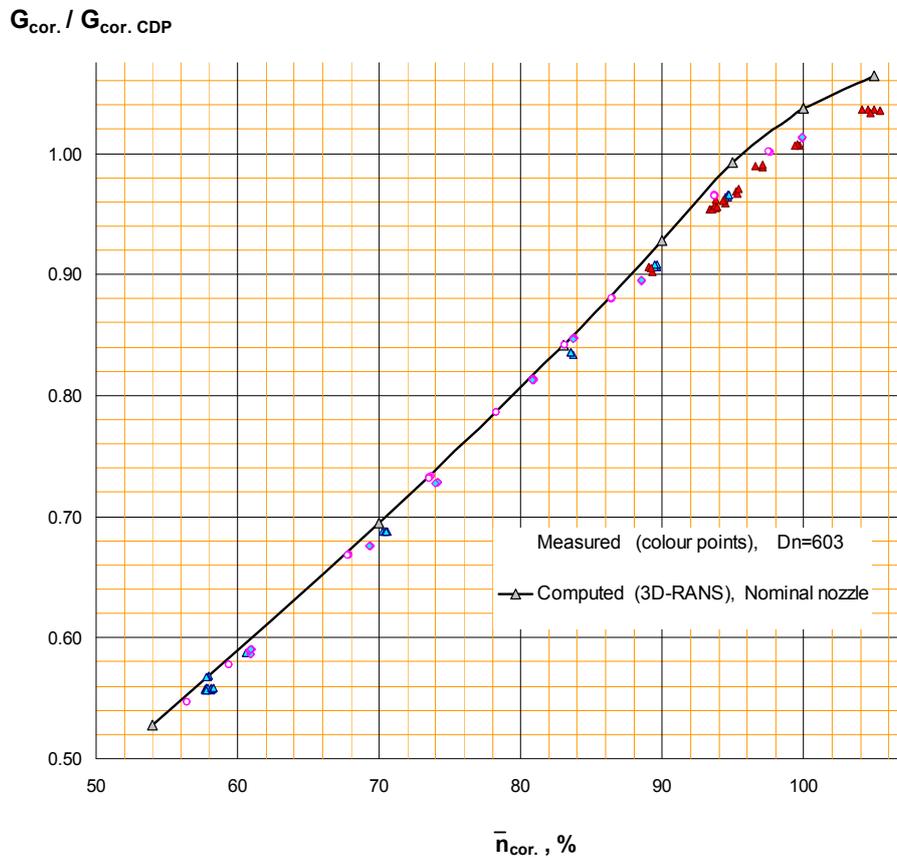


Рис. 6. Отношение расходов (расч. или эксп.) к величине расхода в «CDP, $\bar{n}_{np} = 95\%$ »

На рис. 7-8 приведены сравнения локальных параметров. На рис. 7, а приведены расчётные и экспериментальные распределения по высоте канала степени сжатия π^* за вторым ротором R2 в рабочей точке при $\bar{n}_{np} = 100\%$ для трёх сопел на выходе наружного контура. На рис. 7, б для этой же рабочей точки и для трёх сопел приведены распределения по высоте адиабатического КПД η_{ad}^* .

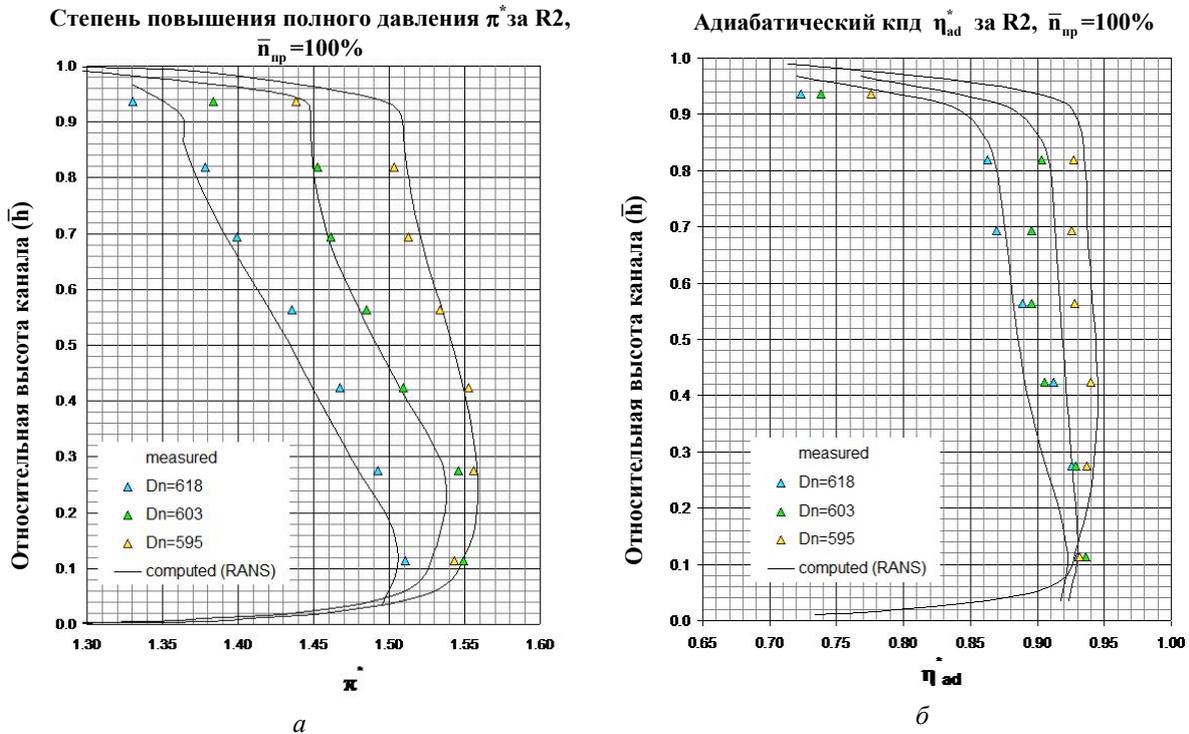


Рис. 7. Сравнение расчётных (3D-RANS) и экспериментальных радиальных распределений параметров потока π^* и η_{ad}^* за R2, $\bar{n}_{np} = 100\%$ ($\bar{h} = 0$ – втулка, $\bar{h} = 1$ – периферия)

Эти сравнения демонстрируют хорошее совпадение расчётных и экспериментальных данных для номинального и закрытого сопел ($D_n = 603$ мм и $D_n = 595$ мм). Для открытого сопла ($D_n = 618$ мм) совпадение удовлетворительное – максимальная погрешность не превышает 1,4%.

На рис. 8, а приведены расчётные и экспериментальные распределения углов потока за первым R1 по высоте канала в рабочей точке при $\bar{n}_{np} = 90\%$ для трёх сопел наружного контура вентилятора CRTF1. На рис. 8, б точно такие же зависимости приведены для оборотов $\bar{n}_{np} = 100\%$. Анализ этих рисунков показывает хорошее совпадение расчётных и экспериментальных данных для закрытого сопла ($D_n = 595$ мм) на обоих оборотах. Для базового сопла ($D_n = 603$ мм) хорошее совпадение расчётных и экспериментальных данных получено только для оборотов $\bar{n}_{np} = 90\%$ и удовлетворительное – для $\bar{n}_{np} = 100\%$. Для открытого сопла ($D_n = 618$ мм) сравнение показало удовлетворительное совпадение расчётных и экспериментальных данных как для $\bar{n}_{np} = 90\%$, так и для $\bar{n}_{np} = 100\%$. Максимальная величина расхождения между расчётными и экспериментальными данными при этом составляла 2...3 градуса.

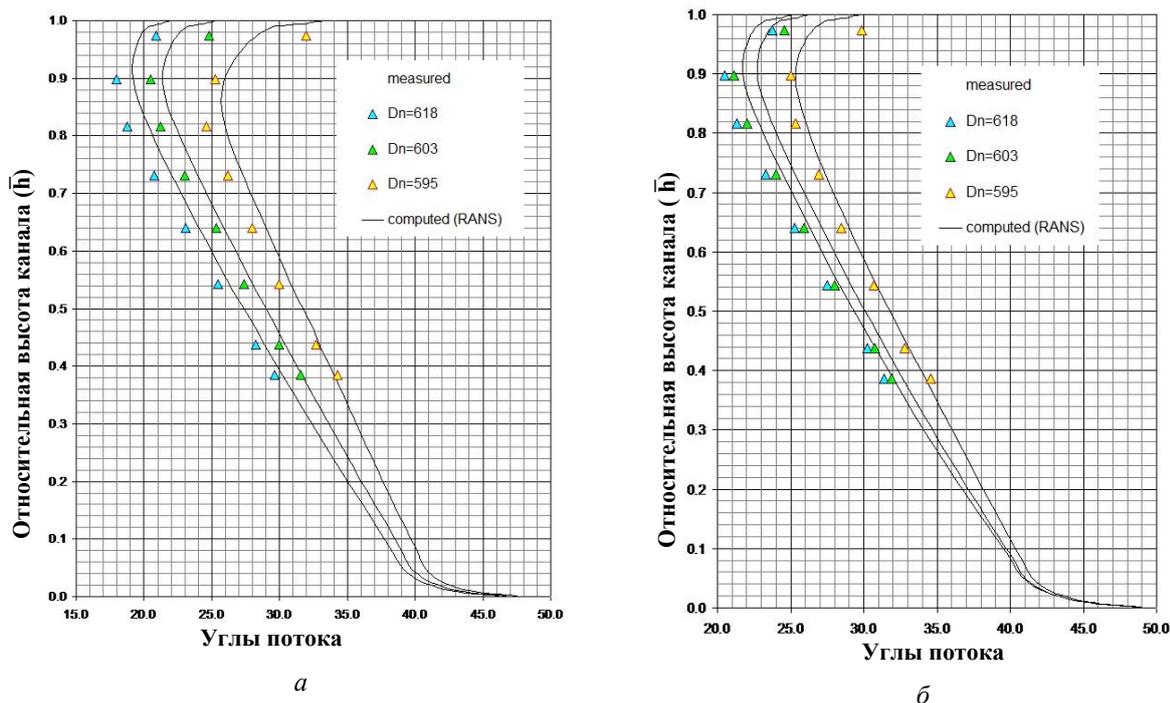


Рис. 8. Сравнение расчётных (3D-RANS) и экспериментальных углов потока за RI:
 а – $\bar{n}_{np} = 90\%$; б – $\bar{n}_{np} = 100\%$ ($\bar{h} = 0$ – втулка, $\bar{h} = 1$ – периферия)

В принципе, проведённые сравнения показали правомочность использования приближения «mixing plane» для расчёта характеристик и проектирования венцов биротативного вентилятора. Некоторое расхождение между расчётными и экспериментальными данными при оборотах $\bar{n}_{np} > 92\%$, по-видимому, связано с нелинейными эффектами в определении геометрии лопатки в горячем состоянии. Проверка этой гипотезы будет проделана в процессе следующих экспериментальных исследований вентилятора CRTF2A.

Укажем также, что сквозные расчёты вязких трёхмерных течений при проектировании и оптимизации роторов всех вентиляторов выполнены в приближении «mixing plane». В этом приближении не учитывается нестационарное взаимодействие венцов, поскольку для получения стационарных решений поток осредняется по шагу в межвенцовом зазоре. Энтропия при этом возрастает, что моделирует потери на выравнивание шаговой неравномерности из-за смешения.

В качестве граничных условий на входе задаются распределения полного давления и полной температуры (стандартная атмосфера 101325 Па, 288,15 К), распределения угла между вектором скорости и меридиональной плоскостью, а также угла между проекцией вектора скорости на меридиональную плоскость и осью вентилятора; на периодических границах выполняется условие периодичности; на поверхностях непротекания – пристеночные функции. На выходе задаётся величина статического давления у втулки, а распределение давления по высоте канала находится из условия приближённого радиального равновесия с учётом остаточной закрутки (возможно нулевой).

Расчётная сетка имела 160*58*40 ячеек в первом роторе, 185*58*40 ячеек во втором. Вдоль профилей первого и второго роторов на сторонах давления и разрежения было примерно 100 ячеек.

В горячем состоянии величины радиальных зазоров между лопатками первого ротора и наружным корпусом составляют 0,34...0,36 мм, а во втором роторе величина радиального зазора составляет примерно 0,28...0,26 мм. В радиальных зазорах было восемь ячеек расчётной сетки.

2. Оптимизация лопаточных венцов первого и второго ротора биротативного вентилятора CRTF2A на основе решения трёхмерной обратной задачи

Оптимизация лопаточных венцов биротативного вентилятора CRTF проводится на основе решения обратной задачи в трёхмерной постановке с помощью программного комплекса 3D-INVERSE.EXBL [6], разработанного в ЦИАМ.

Обратная задача строится на задании предпочтительного распределения статического давления на поверхности лопатки, заданной толщине лопатки и разности статических давлений (называемой нагруженностью) в соответствующих точках лопатки. Входные и выходные газодинамические параметры берутся из решения прямой задачи расчёта течения в модели биротативного вентилятора и остаются неизменными в процессе решения обратной задачи.

Решение обратной задачи находится с использованием подвижной расчётной сетки (изменение потоков расхода, импульса и энергии, обусловленные движением граней ячейки, учитываются). Поэтому каждый шаг по времени начинается с определения изменения поверхностей лопатки с последующим построением новой вычислительной сетки.

Обратная задача обеспечивает эффективность и работоспособность роторов биротативного вентилятора CRTF2A в широком диапазоне оборотов вала (54...106,5%).

3. Оптимизация рабочего колеса первого ротора биротативного вентилятора CRTF2A на оборотах $\bar{n}=95\%$

Для повышения КПД CRTF2A в рабочей точке при $\bar{n} = 95\%$ предлагается использовать распределение нагрузки, взятое в точке максимума КПД характеристики CRTF2A, приведённой на рис. 9.

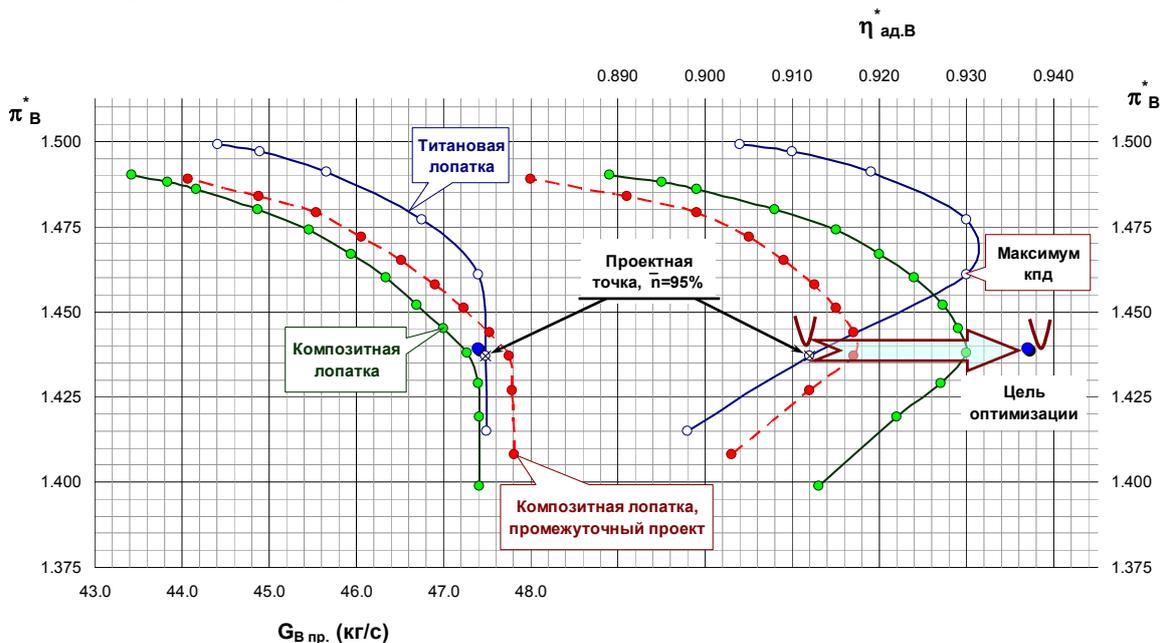


Рис. 9. Характеристики CRTF2A. Схема оптимизации

Так как процедура оптимизации R1 на основе решения 3D-обратной задачи идентична оптимизации R2, то все детальные шаги этой оптимизации приведены только для R2. Результаты решения 3D-обратной задачи для R1 будут приведены в разделе 5.

4. Оптимизация рабочего колеса второго ротора биротативного вентилятора CRTF2A на оборотах $\bar{n} = 95\%$

Для повышения КПД R2 CRTF2A в рабочей точке при $\bar{n}_{np} = 95\%$ предлагается использовать распределение нагрузки, взятое в точке максимума КПД характеристики CRTF2A, полученной из решения прямой задачи при $\bar{n}_{np} = 95\%$ (рис. 9,10).

Чтобы понять основные газодинамические причины увеличения КПД в точке его максимума, необходимо сравнить распределения изомах вдоль профиля лопатки на указанных режимах работы CRTF2A [3]. На рис. 10 показаны распределения изомах в межлопаточном канале и вдоль профиля лопатки в периферийном сечении R2 CRTF2A.

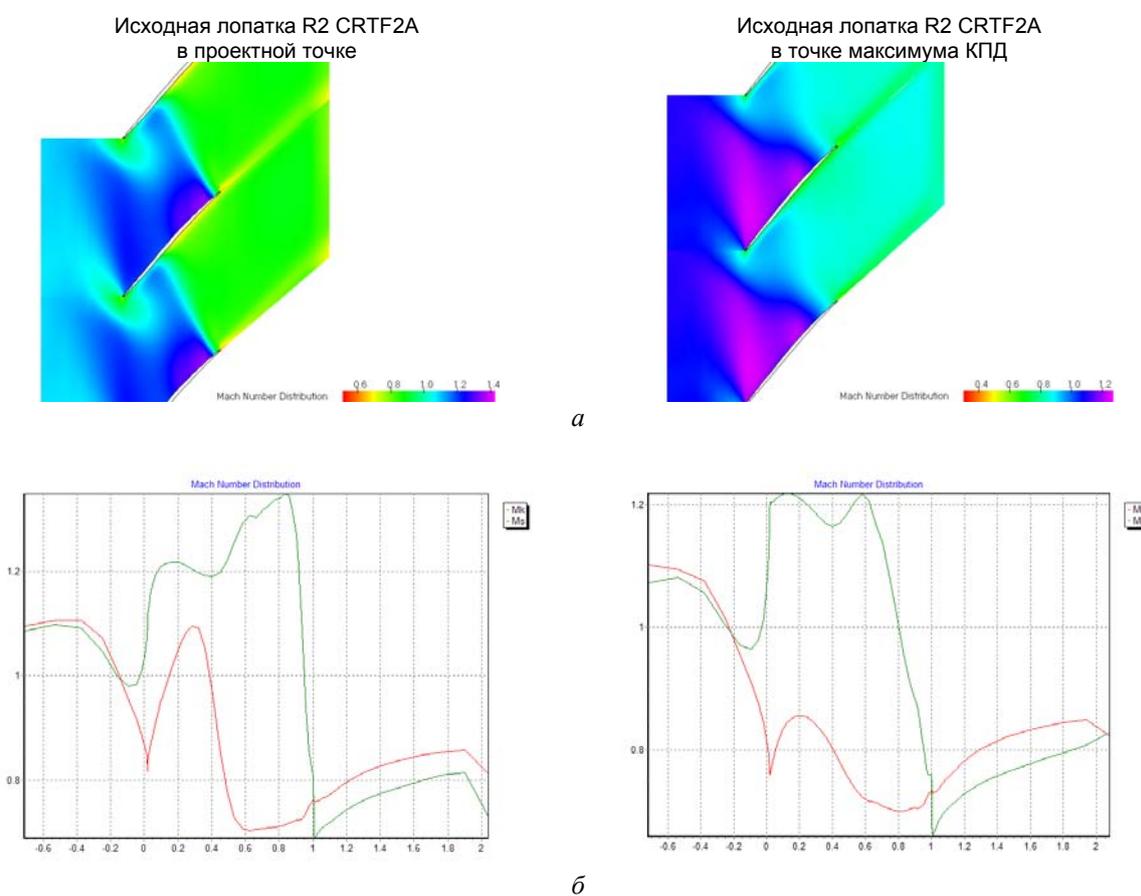


Рис. 10. Распределение изомах в межлопаточном канале и вдоль профиля лопатки в периферийном сечении R2 CRTF2A при $\bar{n}_{np} = 95\%$ в проектной точке и в точке максимума КПД:

а – распределение изоэнтропического числа Маха по профилю R2;
б – CRTF2A. Сечение 98% от высоты лопатки (R2)

Из сравнения этих рисунков видно, что в точке максимума КПД вентилятора число Маха перед скачком уплотнения для исходной лопатки R2 CRTF2A на 0,05...0,18 меньше, чем число Маха перед скачком уплотнения для исходной лопатки R2 CRTF2A в рабочей точке. Это и приводит к существенному повышению КПД R2 в точке максимума КПД. Однако величина нагрузки в точке оптимума КПД больше, чем в рабочей

точке (так как степень сжатия π^* в точке max КПД больше π^* в проектной точке, рис. 9).

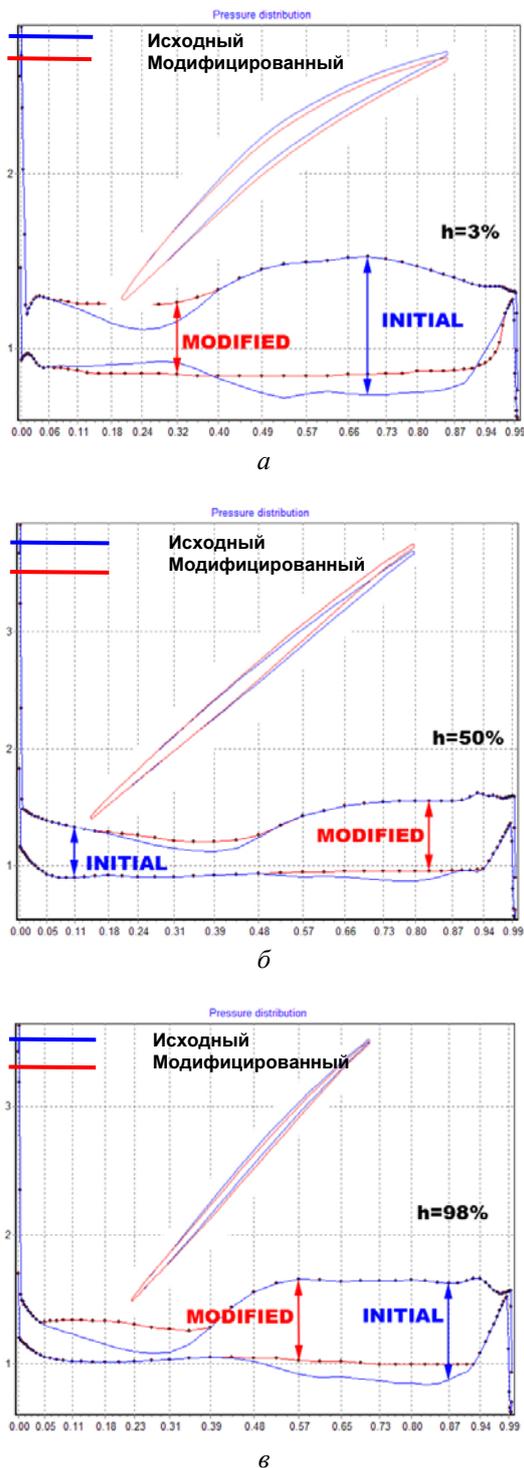


Рис. 11. Ротор R2: а – 3% высоты лопатки; б – 50% высоты лопатки; в – 98% высоты лопатки

Анализ рис. 12, 13 показывает, что модифицированная лопатка R2 обеспечивает снижение числа Маха перед скачком уплотнения приблизительно на $\Delta M = 0,05 \dots 0,18$ в диапазоне $0 \leq \bar{h} \leq 90\%$.

Поэтому необходимо выполнить калибровку этого распределения нагрузки, сохранив её прежнюю величину (рис. 11). Это важное требование необходимо для сохранения согласования венцов CRTF2A.

Анализ первого модифицированного (после решения 3D-обратной задачи) варианта рабочего колеса R2 в точке рабочей линии на оборотах $\bar{n}_{np} = 95\%$ показывает, что при высоте лопатки $0 \leq \bar{h} \leq 100\%$ обтекание лопатки R2 в составе биротативного вентилятора CRTF2A происходит на режимах с выбитой ударной волной, что хорошо видно на рис. 10.

Наличие выбитой ударной волны существенно снижает запасы газодинамической устойчивости и КПД второго ротора биротативного вентилятора CRTF2A. На основе трёхмерной обратной задачи рабочее колесо R2 было перепроектировано ещё раз с целью снижения интенсивности выбитой ударной волны и более равномерного распределения аэродинамической нагрузки вдоль хорды профиля лопатки.

С этой целью были вновь модифицированы распределения статического давления на стороне разрежения лопатки во всех сечениях лопатки R2 от втулки до периферии.

На рис. 11 показан пример такой модификации для трёх сечений лопатки R2 при $\bar{h} = 3\%$, 50% и 98%. Видно, что для модифицированного распределения статического давления уменьшена высота скачка давления на поверхности разрежения лопатки. Под нагрузкой понимается площадь между двумя кривыми, соответствующими статическому давлению на корыте и спинке.

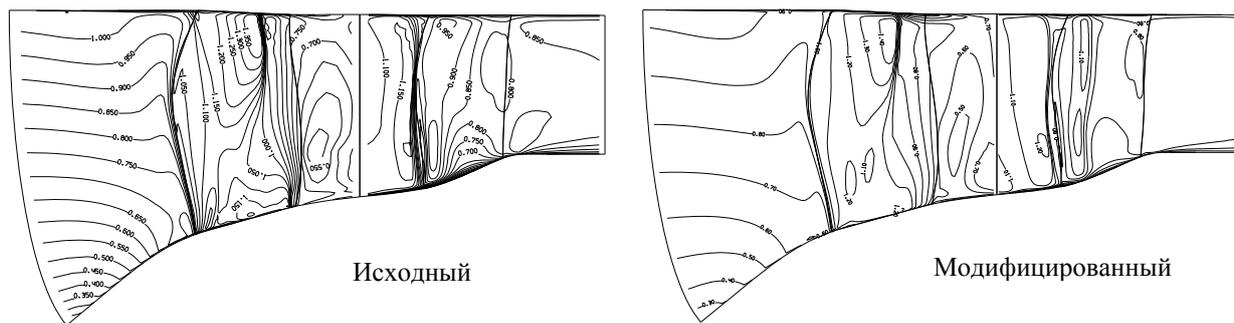


Рис. 12. Сравнение исходного CRTF1 и модифицированного CRTF2A с утолщёнными кромками $\bar{n}_{np} = 100\%$. Сторона давления

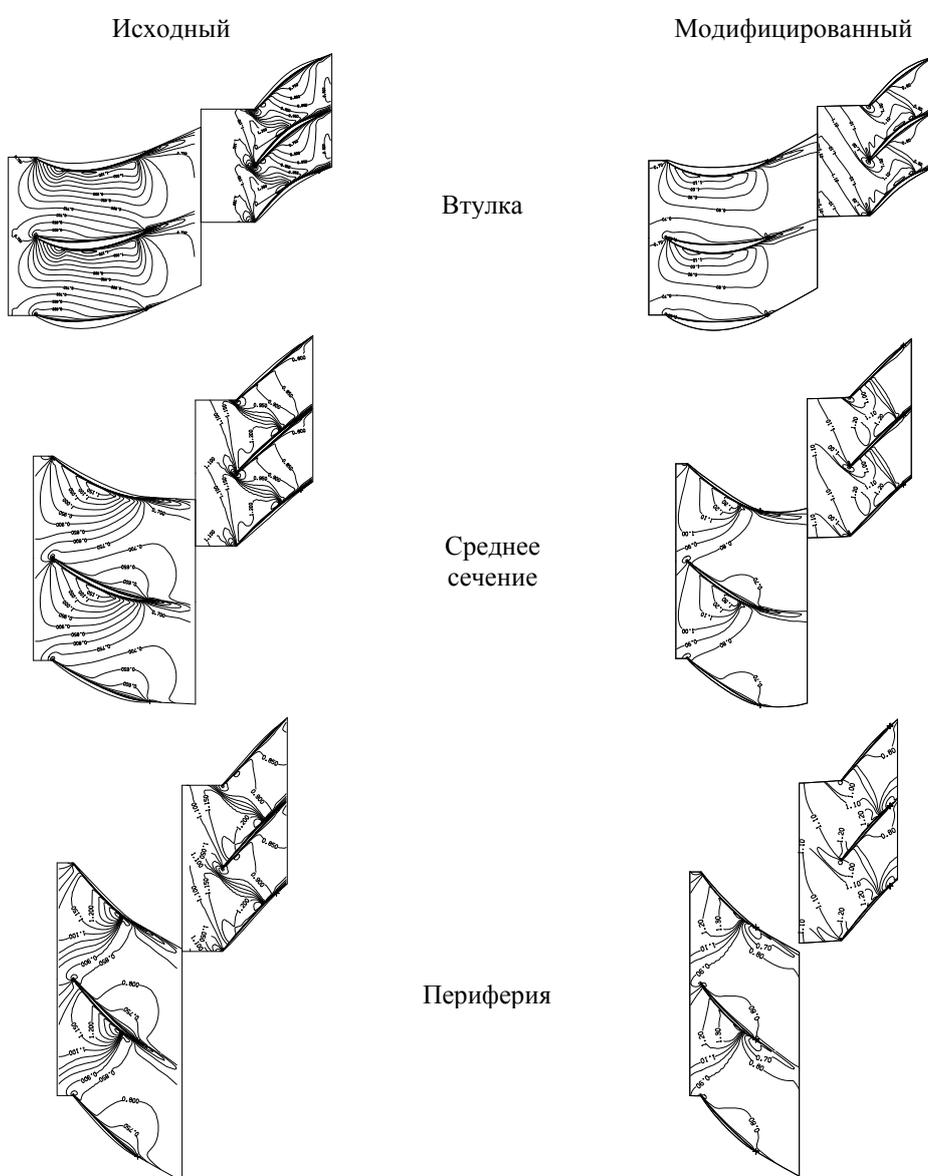


Рис. 13. Сравнение исходного CRTF1 и модифицированного CRTF2A с утолщёнными кромками: изомахи, шаг 0,1; $\bar{n}_{np} = 100\%$

5. Расчёт интегральных и локальных характеристик биротативного вентилятора CRTF2A после 3D-оптимизации его венцов

После 3D-обратной задачи полученное окончательное решение для профилей лопаток R1 и R2 при $\bar{n}_{np} = 95\%$ было использовано в модели биротативного вентилятора CRTF2A для расчёта его характеристик на основе решения прямой задачи.

На основе программного комплекса «3D-IMP-MULTI» был проведён сквозной расчёт 3D-вязкого течения в биротативном вентиляторе CRTF2A при $\bar{n}_{np} = 50 \dots 106,5\%$.

На рис. 9 показаны результаты расчёта характеристик по прямой задаче в модифицированном варианте CRTF2A при $\bar{n}_{np} = 95 \dots 100\%$.

На рис. 12, 13 приведены расчёты обтекания биротативных вентиляторов CRTF1 и CRTF2A на оборотах $\bar{n}_{np} = 100\%$.

Анализ полученных результатов показывает, что в модифицированном варианте биротативного вентилятора CRTF2A уменьшились углы атаки на лопатку первого ротора R1 и число Маха в периферийном сечении R1 снизилось на $\Delta M = 0,2$ по сравнению с исходным вариантом биротативного вентилятора CRTF1. Анализ распределения чисел Маха по поверхности спинки ротора R2 показывает, что число Маха перед замыкающим скачком уплотнения снизилось на $\Delta M = 0,2$ по сравнению с исходным вариантом лопатки ротора R2 CRTF1.

Проведённая оптимизация первого и второго ротора биротативного вентилятора CRTF2A позволила существенно улучшить газодинамические характеристики вентилятора в рабочей точке вдоль линии рабочих режимов:

$$\begin{aligned} \bar{n}_{np} = 95\%; & \quad \Delta\eta_{ad.R1}^* = +0,2\%, \quad \Delta\eta_{ad.R2}^* = +3,4\%, \quad \text{в целом для вентилятора } \Delta\eta_{ad}^* = +1,8\%; \\ \bar{n}_{np} = 100\%; & \quad \Delta\eta_{ad.R1}^* = -1,3\%, \quad \Delta\eta_{ad.R2}^* = +3,9\%, \quad \text{в целом для вентилятора } \Delta\eta_{ad}^* = +1,2\%; \\ \bar{n}_{np} = 106,5\%; & \quad \Delta\eta_{ad.R1}^* = -1,7\%, \quad \Delta\eta_{ad.R2}^* = +3,3\%, \quad \text{в целом для вентилятора } \Delta\eta_{ad}^* = +0,6\%. \end{aligned}$$

Заключение

Рассмотрены два варианта модели вентилятора: прототип с тонкими титановыми лопатками CRTF1 и новый оптимизированный вентилятор CRTF2A. CRTF2A моделирует биротативный вентилятор перспективного двигателя с широкохордными лопатками из композитных материалов. Поэтому лопатки CRTF2A имеют большую толщину, включая толщину передней и задней кромки. Биротативный вентилятор с утолщёнными лопатками должен иметь высокие аэродинамические, прочностные и акустические характеристики, как и вентилятор CRTF1. Проведённая оптимизация биротативного вентилятора CRTF2A на основе решения 3D-обратной задачи позволила повысить КПД этого вентилятора по сравнению с CRTF1: $\Delta\eta_{ad}^* = +1,8\%$ при $\bar{n}_{np} = 95\%$; $\Delta\eta_{ad}^* = +1,2\%$ при $\bar{n}_{np} = 100\%$; $\Delta\eta_{ad}^* = +0,6\%$ при $\bar{n}_{np} = 106,5\%$.

Библиографический список

1. Brailko I.A., Mileschin V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V., Rossikhin A.A. 3D Computational Analysis of Unsteady and Acoustic Characteristics of a Model of High Bypass Ratio Counter-Rotating Fan // ISABE-2005-1186. September, 4-9, Munich, Germany.

2. Talbotec J., Vernet M. SNECMA Counter Rotating Turbo Fan Aerodynamic Design Logic & Tests Results // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2010. V. 4. P. 2550-2559.

3. Mileshin V.I., Pankov S.V., Fateev V.A. Ducted Counter-Rotating Fan Blades Optimization Based on 3D Inverse Problem Solution aiming at fan gasdynamics improvement // 19th ISABE Conference (ISABE-2009). 2009.

4. Lengyel T., Schmidt T., Voß C., Nicke E. Design of a Counter Rotating Fan – An Aircraft Engine Technology to Reduce Noise and CO₂-Emissions // 19th ISABE Conference (ISABE 2009). 2009.

5. Khaletskiy Yu., Mileshin V., Talbotec J., Nicke E. Study on Noise of Counter Rotating Fan Models at CIAM Anechoic Chamber // 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2012. V. 2. P. 1325-1334.

6. Mileshin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. New 3D Inverse Navier-Stokes Based Method Used to Design Turbomachinery Blade Rows // Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference. 2004. V. 2 B. P. 881-889. DOI: 10.1115/ht-fed2004-56436

7. Mileshin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. 3D Inverse design of transonic fan rotors efficient for a wide range of RPM // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2007. V. 6, part A. P. 341-352. DOI: 10.1115/GT2007-27817

8. Mileshin V.I., Nyukhtikov M.A., Orekhov I.K., Pankov S.V., Shchipin S.K. Open Counter – Rotating Fan Blades Optimization Based on 3D Inverse Problem Navier-Stokes Solution Method with the Aim of Tonal Noise Reduction // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2008. V. 6, part A. P. 877-885. DOI: 10.1115/GT2008-51173

9. Mileshin V.I., Orekhov I.K., Pankov S.V. Numerical and experimental Investigations of Bypass fans Characteristics // Proceedings of ISABE International Conference, Beijing, ISABE-2007-1138, 2007.

10. Arbabi A., Ghaly W., Medd A. Aerodynamic inverse blade design of axial compressors in three-dimensional flow using a commercial CFD program // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2017. V. 2B. DOI: 10.1115/GT2017-65194

11. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.

12. Крайко А.Н. Краткий курс теоретической газовой динамики: уч. пособие. М.: Московский физико-технический институт, 2007. 299 с.

13. Тилляева Н.И. Обобщение модифицированной схемы С.К. Годунова на произвольные нерегулярные сетки // Учёные записки ЦАГИ. 1986. Т. XVII, № 2. С. 18-26.

14. Krupa V.G., Ivanov M.Ja. Solution of Navier-Stokes equations using high accuracy monotone schemes. AGARD Lecture Series TCP 02/LS198, 1994.

15. Boldwin B.W., Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows // 16th Aerospace Sciences Meeting. 1978. DOI: 10.2514/6.1978-257

16. Wilcox D.C. Multiscale Model for Turbulent Flows // 24th Aerospace Sciences Meeting. 1986. DOI: 10.2514/6.1986-29

OPTIMIZATION OF DUCTED COUNTER-ROTATING FAN BLADES ON THE BASIS OF SOLVING A 3D INVERSE PROBLEM WITH THE AIM OF IMPROVING FAN GASDYNAMIC CHARACTERISTICS

© 2018

- V. I. Mileshin** Doctor of Science (Physics and Mathematics), Head of Division;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
mileshin@ciam.ru
- S. V. Pankov** Head of Department;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
pankov@ciam.ru
- V. A. Fateyev** Senior Researcher;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
fateev@ciam.ru
- S. K. Shchipin** Doctor of Science (Engineering), Deputy Chief Designer;
Russian Aircraft Corporation MiG, Moscow, Russian Federation;
sershchipin@mail.ru

When developing counter-rotating fans for advanced aircraft engines with ducted blades (CRTF), it is very important to ensure high acoustic and aerodynamic characteristics. To provide investigations of aerodynamic and acoustic performance of the original version of an advanced counter-rotating CRTF1 fan model with $\pi_f^* \sim 1,5$ in the C-3A anechoic chamber (CIAM), its experimental and mathematical models were developed and 3D steady viscous flow and integral characteristics were calculated. The paper presents a comparison of data computed by “mixing plane” approximation and the experimental CRTF1 data. This comparison shall demonstrate the validity of designing the CRTF2A second version without taking unsteady interaction into consideration. These comparisons of computed and measured data give evidence of good agreement at $\bar{n}_{cor} \leq 92\%$. The degree of coincidence between the computed and experimental data at $\bar{n}_{cor} > 92\%$ is satisfactory – maximum error is $\leq 2\%$. This paper presents some results of gasdynamic and aeroacoustic optimization of the configuration of a ducted fan carbon composite blade on the basis of the solution of a 3D-inverse problem [3]. A distinctive feature of a carbon composite blade as compared with a solid titanium blade is thicker leading and trailing edges and increased maximum blade profile thickness.

Gas turbine engine; gasdynamic characteristics; ducted counter-rotating fan; 3D-inverse problem solution; optimization; thickened blade.

Citation: Mileshin V.I., Pankov S.V., Fateyev V.A., Shchipin S.K. Optimization of ducted counter-rotating fan blades on the basis of solving a 3d inverse problem with the aim of improving fan gasdynamic characteristics. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 72-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-72-86

References

1. Brailko I.A., Mileshin V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V., Rossikhin A.A. 3D Computational Analysis of Unsteady and Acoustic Characteristics of a Model of High Bypass Ratio Counter-Rotating Fan. *ISABE-2005-1186*. September, 4-9, Munich, Germany.
2. Talbotec J., Vernet M. SNECMA Counter Rotating Turbo Fan Aerodynamic Design Logic & Tests Results. *27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. 2010. V. 4. P. 2550-2559.
3. Mileshin V.I., Pankov S.V., Fateyev V.A. Ducted Counter-Rotating Fan Blades Optimization Based on 3D Inverse Problem Solution aiming at fan gasdynamics improvement. *19th ISABE Conference (ISABE-2009)*.
4. Lengyel T., Schmidt T., Voß C., Nicke E. Design of a Counter Rotating Fan – An Aircraft Engine Technology to Reduce Noise and CO₂-Emissions. *19th ISABE Conference (ISABE 2009)*. 2009.

5. Khaletskiy Yu., Mileshin V., Talbotec J., Nicke E. Study on Noise of Counter Rotating Fan Models at CIAM Anechoic Chamber. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. 2012. V. 2. P. 1325-1334.

6. Mileshin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. New 3D Inverse Navier-Stokes Based Method Used to Design Turbomachinery Blade Rows. *Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference*. 2004. V. 2 B. P. 881-889. DOI: 10.1115/ht-fed2004-56436

7. Mileshin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. 3D Inverse design of transonic fan rotors efficient for a wide range of RPM. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2007. V. 6, part A. P. 341-352. DOI: 10.1115/GT2007-27817

8. Mileshin V.I., Nyukhtikov M.A., Orekhov I.K., Pankov S.V., Shchipin S.K. Open Counter – Rotating Fan Blades Optimization Based on 3D Inverse Problem Navier-Stokes Solution Method with the Aim of Tonal Noise Reduction. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2008. V. 6, part A. P. 877-885. DOI: 10.1115/GT2008-51173

9. Mileshin V.I., Orekhov I.K., Pankov S.V. Numerical and experimental Investigations of Bypass fans Characteristics. *Proceedings of ISABE International Conference, Beijing, ISABE-2007-1138*, 2007.

10. Arbabi A., Ghaly W., Medd A. Aerodynamic inverse blade design of axial compressors in three-dimensional flow using a commercial CFD program. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2017. V. 2B. DOI: 10.1115/GT2017-65194

11. Godunov S.K., Zabrodin A.V., Ivanov M.Ya., Krayko A.N., Prokopov G.P. *Chislennoe reshenie mnogomernykh zadach gazovoy dinamiki* [Numerical solution of multi-dimensional problems of gas dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 400 p.

12. Krayko A.N. *Kratkiy kurs teoreticheskoy gazovoy dinamiki: uch. posobie* [A short course on theoretical gas dynamics]. Moscow: Moscow Institute of Physics and Technology Publ., 2007. 299 p.

13. Tillyaeva N.I. Synthesis of the modified S.K. Godunov's scheme on arbitrary irregular grids. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1986. V. XVII, no. 2. P. 18-26. (In Russ.)

14. Krupa V.G., Ivanov M.Ja. Solution of Navier-Stokes equations using high accuracy monotone schemes. AGARD Lecture Series TCP 02/LS198, 1994.

15. Baldwin B.W., Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows. *16th Aerospace Sciences Meeting*. 1978. DOI: 10.2514/6.1978-257

16. Wilcox D.C. Multiscale Model for Turbulent Flows. *24th Aerospace Sciences Meeting*. 1986. DOI: 10.2514/6.1986-29

ОПТИМИЗАЦИЯ НЕЗАКАПОТИРОВАННЫХ ЛОПАТОК ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА НА ОСНОВЕ 3D-ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ С ЦЕЛЬЮ УМЕНЬШЕНИЯ ЕГО ТОНАЛЬНОГО ШУМА

© 2018

- В. И. Милешин** кандидат физико-математических наук, начальник отделения;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
mileshin@ciam.ru
- А. А. Россихин** кандидат физико-математических наук, начальник сектора;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
rossikhin@ciam.ru
- С. В. Панков** начальник отдела;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
pankov@ciam.ru
- С. К. Щипин** кандидат технических наук, заместитель главного конструктора;
АО «Российская самолётостроительная корпорация «МиГ», г. Москва;
sershchipin@mail.ru

Представлены результаты газодинамической и аэроакустической оптимизации формы лопатки незакапотированного биротативного винтовентилятора с использованием 3D-обратной задачи. На основе нестационарных 3D уравнений Навье-Стокса выявлено, что одним из основных источников тонального шума является взаимодействие концевых вихрей первого ротора со вторым и потенциальное взаимодействие роторов. С использованием метода 3D-обратной задачи аэродинамическая нагрузка была перераспределена по высоте лопаток первого и второго роторов таким образом, чтобы уменьшить интенсивность концевых вихрей и потенциальное взаимодействие роторов при возможном увеличении тяги винтовентилятора. Для проверки акустических характеристик модифицированного винтовентилятора проведено моделирование тонального шума исходного и модифицированного винтовентиляторов с использованием аэроакустического программного комплекса ЦИАМ 3DAS. Получено ближнее акустическое поле и диаграммы направленности в дальнем поле. Тональный шум вентилятора был снижен на 4 дБ для режимов взлёта и посадки без потерь тяги и коэффициента полезного действия.

Открытый биротативный винтовентилятор; тональный шум; диаграмма направленности; 3D-обратная задача; 3D уравнения Навье-Стокса; аэродинамические характеристики винтовентилятора.

Цитирование: Милешин В.И., Россихин А.А., Панков С.В., Щипин С.К. Оптимизация незакапотированных лопаток винтовентилятора на основе 3D-обратной задачи с целью уменьшения его тонального шума // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 87-99.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-87-99

Введение

Принципиальным моментом при разработке и оптимизации биротативных винтовентиляторов является обеспечение требуемого уровня акустической эмиссии при сохранении высоких аэродинамических характеристик [1]. Для этого необходимо иметь ряд инструментов для расчёта и оптимизации аэродинамических и акустических характеристик винтовентиляторов.

В ЦИАМ была разработана и верифицирована математическая модель биротативного вентилятора [2], которая позволяла рассчитывать с высокой степенью точности аэродинамические и акустические характеристики открытых биротативных винтовентиляторов.

Ключевым моментом этой модели является определение уровня акустической эмиссии в источнике. Предварительные расчёты 3D-вязкого потока с учётом нестационарного взаимодействия венцов исходного варианта винтовентилятора показали, что основными источниками тонального шума является потенциальное газодинамическое взаимодействие роторов, а также взаимодействие концевых вихрей от лопаток первого ротора со вторым ротором. За лопатками второго ротора концевые вихри от лопаток обоих венцов могут взаимодействовать друг с другом. Следовое взаимодействие мало из-за больших диаметров винта и им можно пренебречь. Таким образом, для расчёта ротор-ротор взаимодействия было принято решение ограничиться нелинейными невязкими уравнениями для возмущений.

Наличие подобной математической модели, а также понимание механизмов генерации тонального шума позволяет приступить к оптимизации биротативного винтовентилятора с целью снижения тонального шума в источнике.

Описание метода

На рис. 1 приведена общая схема исследования и оптимизации биротативного винтовентилятора и названия солверов ЦИАМ, которые решают соответствующие задачи.

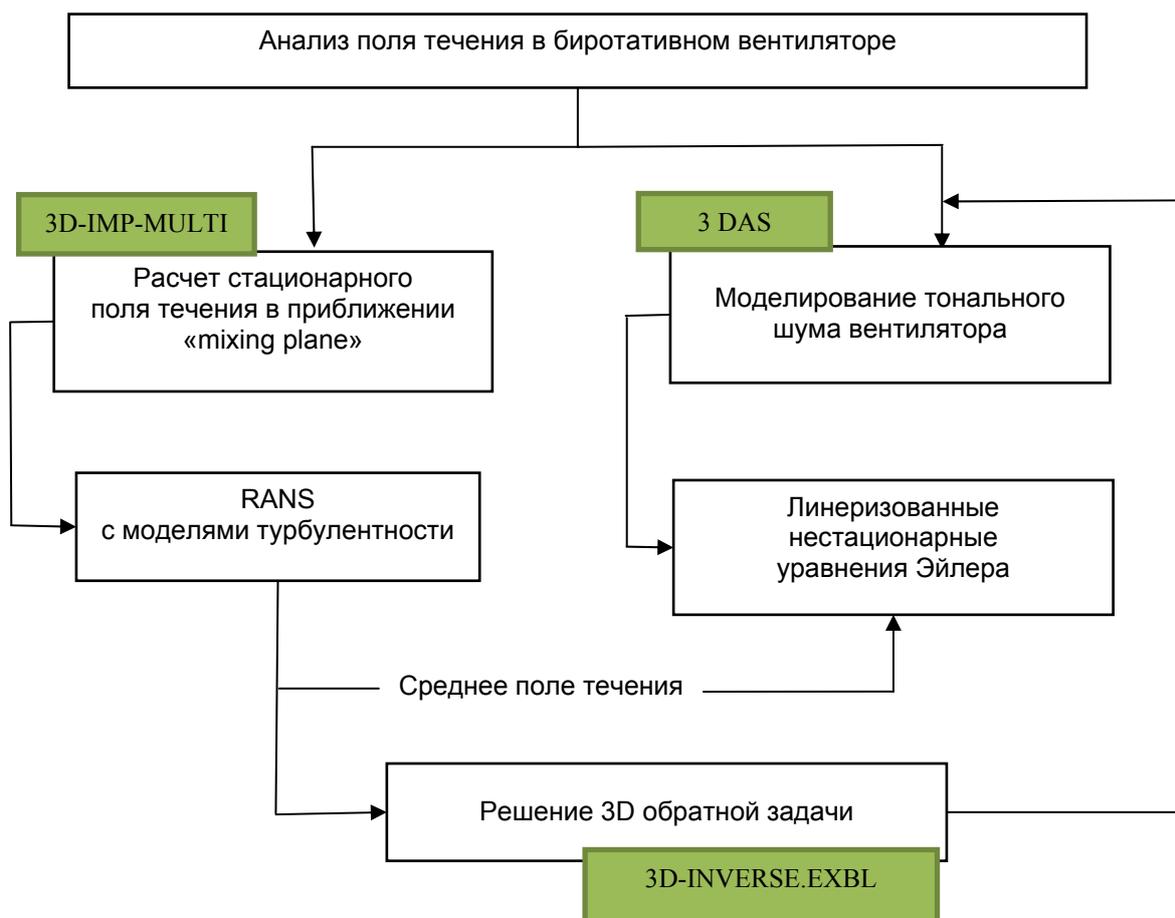


Рис. 1. Общая схема исследования и оптимизации биротативного винтовентилятора

Сначала при помощи программного комплекса ЦИАМ «3D-IMP-MULTI» для расчёта 3D вязких трёхмерных течений сжимаемого газа (в рамках уравнений Навье-Стокса в приближении «Mixing plane») проводится расчёт стационарного вязкого поля течения в винтовентиляторе [3]. Метод адаптирован для учёта системы регулирования, кинематических и других особенностей биротативных винтовентиляторов. Для решения уравнений Навье-Стокса используется неявная схема, порядок точности которой по пространственным координатам выше второго, а также алгебраическая модель турбулентности Болдуина-Ломакса с пристеночными функциями.

На основе результатов этого расчёта проводится анализ аэродинамических характеристик биротативных винтовентиляторов. В этом приближении предварительно выполнены расчёты основных эксплуатационных режимов – «Взлёт» ($H_n = 0$, $M_n = 0$, $U_{e,np} = 229,7$ м/с); «Отрыв, набор» (МСА, $H_n = 1$ км, $M_n = 0,35$, $U_{e,np} = 235,4$ м/с); «Крейсер» (МСА, $H_n = 11$ км, $M_n = 0,75$, $U_{e,np} = 207,5$ м/с). Затем расчёт повторяется на более подробной сетке для того, чтобы получить среднее стационарное поле течения для расчёта акустических источников ротор-ротор взаимодействия.

Расчёт акустических источников ротор-ротор взаимодействия в ближнем поле проводится при помощи нелинейных невязких уравнений для возмущений программным комплексом ЦИАМ 3DAS [2]. Программный комплекс 3DAS для пространственной аппроксимации и аппроксимации по времени использует схемы вычислительной акустики (CAA). Дискретизация по пространству построена на основе метода конечных объёмов с использованием обобщённой на метод конечных объёмов DRP (Dispersion Relation Preserving Scheme) схемы [4]. Для дискретизации уравнений по времени использована оптимизированная 4-шаговая схема Рунге-Кутты (LDDRK – Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta Schemes) второго порядка [5]. Для расчёта акустических характеристик в дальнем поле используется подход Ffowcs Williams и Hawkings [6], который интегрирован в тот же комплекс программ.

Акустический расчёт позволяет выявить основные источники шума. Затем проводится их анализ и выработка рекомендаций на изменение конфигурации серийного винтовентилятора с целью их устранения или минимизации до нужных величин.

Изменение конфигурации производится таким образом, чтобы сохранить аэродинамические и режимные характеристики вентилятора (тягу, обороты и др.). Это делается с помощью изменения стреловидности профилей лопастей.

Изменение стреловидности производится с помощью утилит профилирования лопаток, а изменение формы профилей – с помощью решения обратной задачи с условием сохранения заданной тяги.

Для решения обратной задачи используется программный комплекс ЦИАМ 3D-INVERSE.EXBL [7-9].

Оптимизация винтовентилятора

В соответствии с вышеописанной методикой были проведены аэродинамические и акустические расчёты исходного варианта вентилятора (рис. 2, вариант V0) и модифицированного варианта (рис. 3, вариант V1).

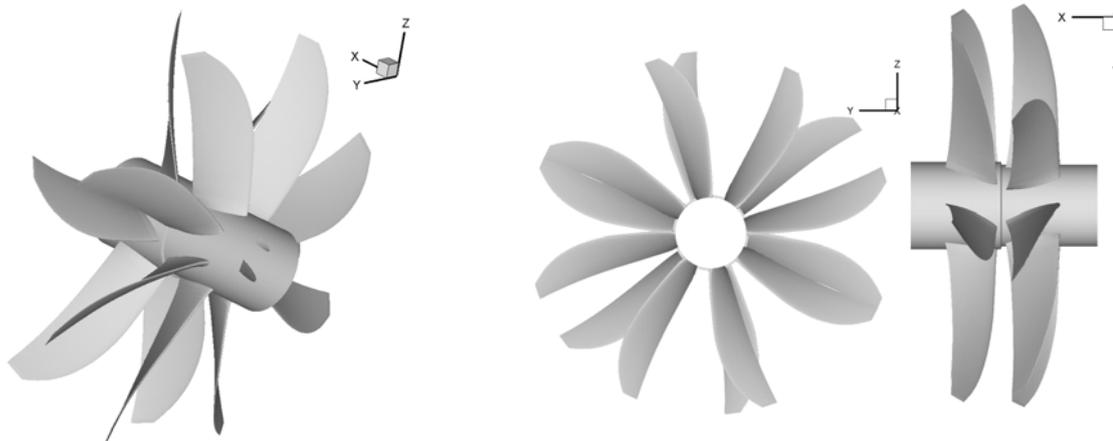


Рис. 2. Исходный вариант винтовентилятора V0

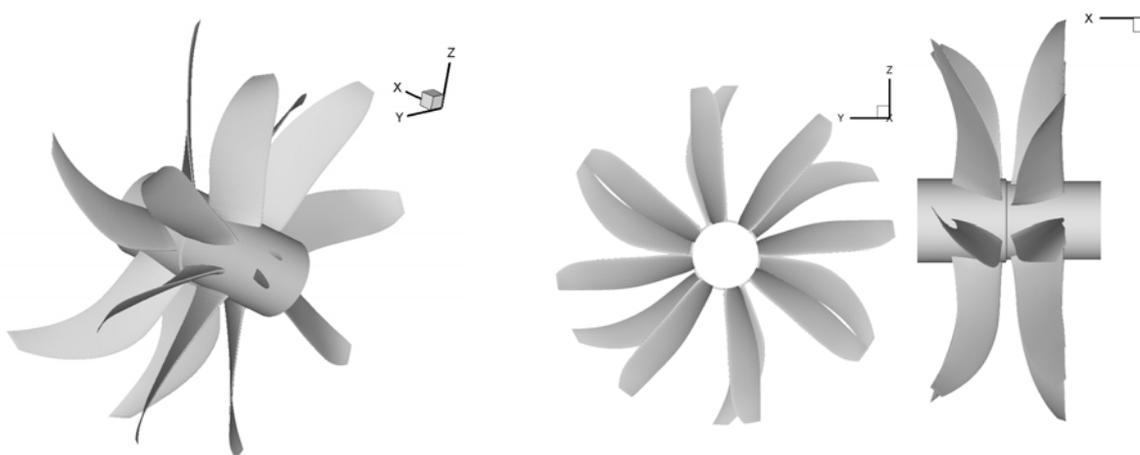


Рис. 3. Модифицированный вариант винтовентилятора V1

Оптимизация проводилась для режима «Взлёт» ($H = 0, M = 0$).

Расчётная область и расчётная сетка для расчёта стационарного вязкого поля течения в винтовентиляторе показана на рис. 4. Сетка содержит $100 \times 64 \times 40$ ячеек между двумя соседними лопастями.

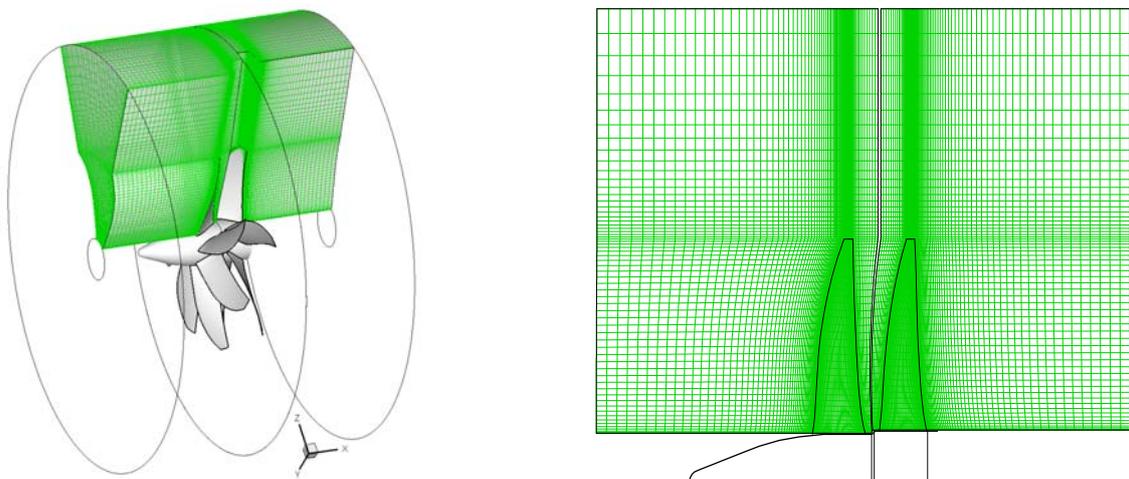


Рис. 4. Расчётная область и расчётная сетка для расчёта стационарных аэродинамических характеристик вентилятора в приближении «mixing plane»

На рис. 5, а приведено поле чисел Маха в осевом и цилиндрических (60% высоты лопатки) сечениях для исходного варианта винтовентилятора V0. Как видно из полученных результатов, концы лопаток первого и второго роторов очень сильно нагружены, что приводит к значительному потенциальному взаимодействию роторов на концевых сечениях. Большой перепад давления между спинкой и корытом на концах лопаток приводит также к генерации значительных концевых вихрей и сильному шуму от взаимодействия вихрей, сходящихся с первого ротора, со вторым ротором.

На рис. 5, б приведено поле числа Маха в осевом и цилиндрических (60% высоты лопатки) сечениях модифицированного винтовентилятора V1. Сравнивая с распределением давления исходной конфигурации, видим, что концы лопаток первого и второго роторов существенно разгружены, что привело к снижению потенциального взаимодействия роторов в концевых сечениях и уменьшило интенсивность концевых вихрей. Стационарный расчёт показал, что модифицированный вентилятор имеет на 8% больше тяги по отношению к исходному.

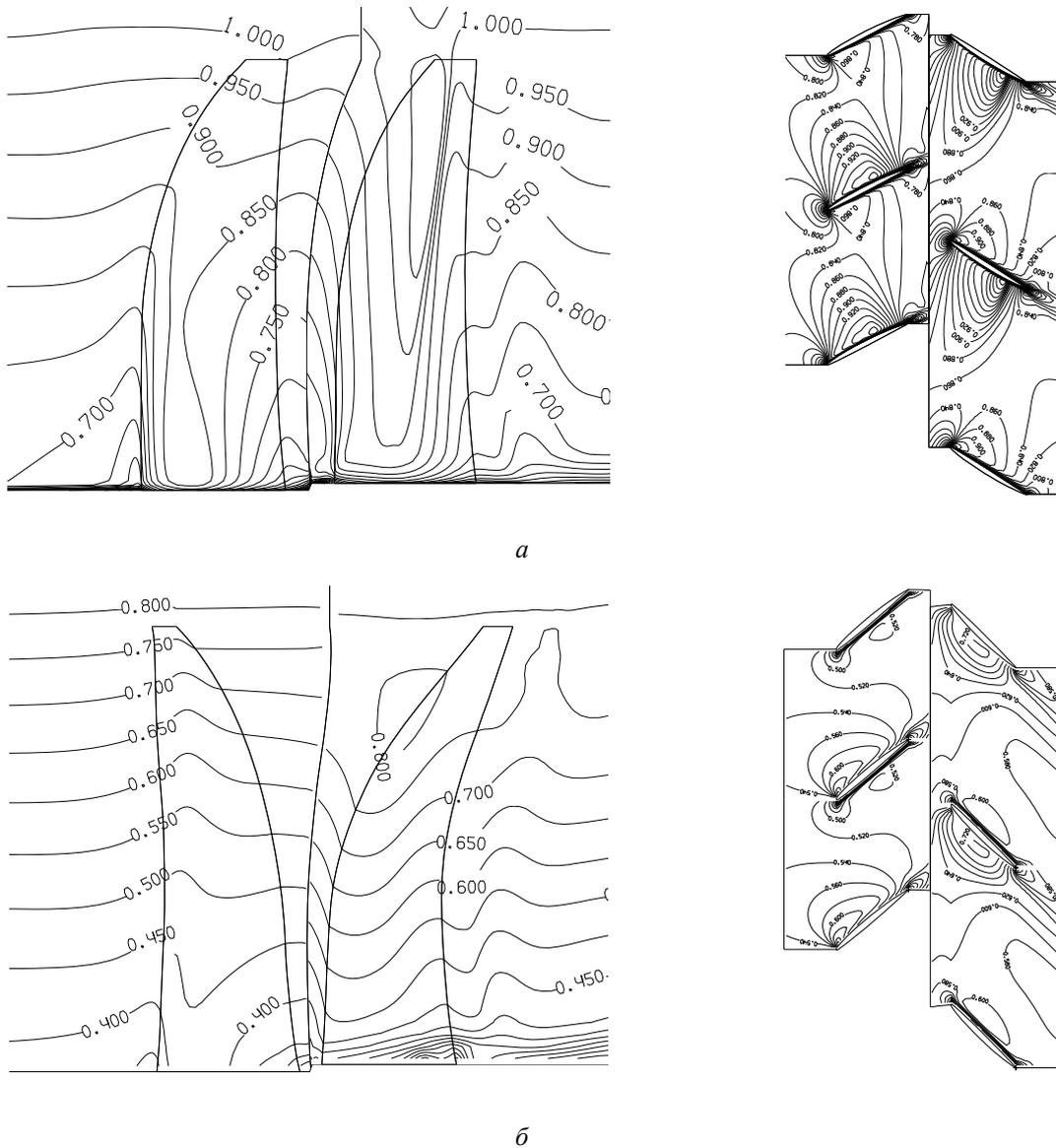


Рис. 5. Поле числа Маха в осевом и цилиндрических (60% высоты лопатки) сечениях: а – исходный винтовентилятор V0; б – модифицированный винтовентилятор V1

Таким образом, после анализа структуры источников тонального шума были выработаны следующие рекомендации:

1. Разнести концы лопастей без изменения зазора на втулке; изменить стреловидность первого винта на обратную и максимально увеличить прямую стреловидность второго винта. Это приведёт к снижению вихревого и потенциального взаимодействия на концах винта (рис. 3).

2. Перераспределить нагрузку по размаху лопасти винта, разгрузив концевые сечения и подгрузив средние сечения.

3. Перераспределить нагрузку по хорде профиля, уменьшив её величину в окрестности передней кромки.

На рис. 3 показан модифицированный вариант винтовентилятора. Для изменения стреловидности лопастей была использована утилита профилировки. Для перераспределения нагрузки решалась 3D-обратная задача, причём новое распределение давления по поверхности лопаток задавалось так, чтобы суммарная тяга винта существенно не изменялась.

Укажем, что обратная задача [7-9] строится на задании предпочтительного распределения статического давления на поверхности лопатки, заданной толщине лопатки и разности статических давлений (называемой нагруженностью) в соответствующих точках лопатки. Входные и выходные газодинамические параметры берутся из решения прямой задачи о течении в биротативном винтовентиляторе и остаются неизменными в процессе решения обратной задачи.

Анализ исходного варианта V0 первого рабочего колеса R1 в точке рабочей линии на оборотах $n = 100\%$ показывает, что при высоте лопатки $80\% \leq \bar{h} \leq 100\%$ максимум нагрузки (L_{ini}) расположен в окрестности передней кромки лопатки, что хорошо видно на рис. 6. Указанный максимум нагрузки L_{ini} снижает коэффициент полезного действия вентилятора и может являться источником генерации тонального шума. На основе трёхмерной обратной задачи рабочее колесо R1 было перепроектировано с целью получения более равномерного распределения нагрузки L_{mod} вдоль хорды лопатки. С этой целью были модифицированы распределения статического давления на стороне разрежения лопатки во всех сечениях от втулки до периферии. На рис. 6 показан пример такой модификации для четырёх сечений лопатки по высоте: $\bar{h} = 50\%, 65\%, 80\%$ и 95% . На рисунке видно, что для модифицированного распределения статического давления обрезан пик давления в окрестности передней кромки. Но если для сечений лопатки $80\% \leq \bar{h} \leq 100\%$ нагрузка была уменьшена ($L_{mod} < L_{ini}$), то для сечений лопатки $35\% \leq \bar{h} \leq 80\%$ нагрузка на лопатку была увеличена ($L_{mod} > L_{ini}$), чтобы компенсировать её уменьшение на периферии лопатки и в окрестности передней кромки. Для этого линия модифицированного распределения статического давления проводилась подобно линии для исходного давления на спинке лопатки, но несколько ниже исходной линии. Это необходимо для сохранения суммарной нагрузки в каждой лопатке. Здесь под нагрузкой понимается площадь между двумя кривыми, соответствующими статическому давлению на корыте и спинке.

Далее для каждой ячейки конечно-разностной сетки при $x = \text{const}$ вычисляется разность статических давлений на корыте и спинке лопатки, которая потом остаётся постоянной во время решения 3D-обратной задачи и используется в этой задаче в качестве граничного условия на поверхности лопатки. 3D обратная задача решается на основе программного комплекса 3D-INVERSE.EXBL, разработанного в ЦИАМ.

Аналогичная процедура перераспределения нагрузки по поверхности лопатки была применена и для второго ротора R2.

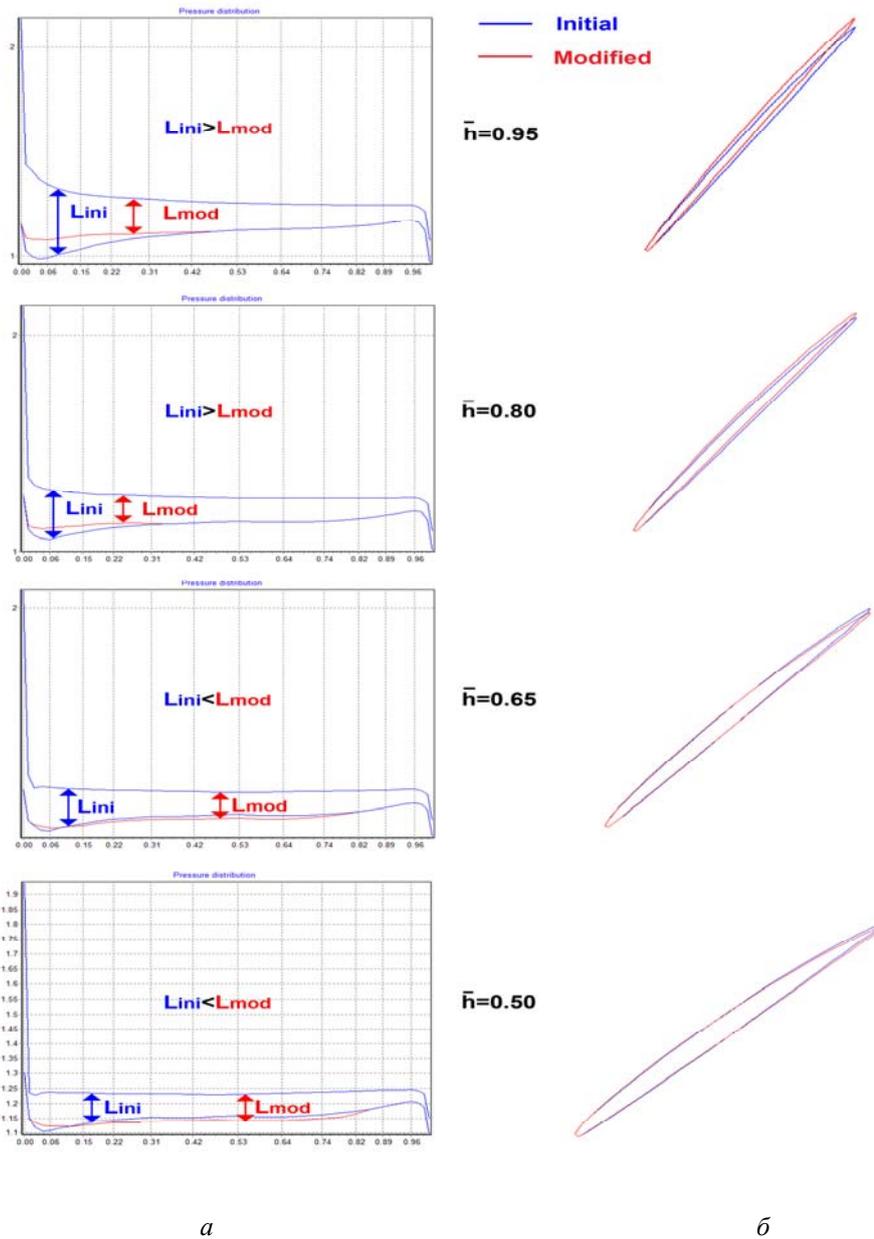


Рис. 6. Распределение давления и сравнение профилей:

- а – распределение статического давления по спинке и корыту профиля по высоте лопатки (\bar{h}) первого ротора R1 для исходного и модифицированного вариантов винтовентилятора;
- б – сравнение профилей для четырёх сечений высоты лопатки (\bar{h}) первого ротора R1 для исходного и модифицированного вариантов винтовентилятора

На рис. 7 приведено мгновенное поле нестационарного статического давления исходного V0 и модифицированного V1 вариантов винтовентилятора в сечении, проходящем через середину хорды конца лопатки второго ротора. Как видно из рисунка, снижение нагрузки на концах лопаток ротора привело к перераспределению статического давления. У модифицированного варианта V1 уменьшилась зона низкого давления на конце верхней части лопатки и максимум зоны повышенного давления сместился ближе к оси вентилятора. Это привело к снижению шума (с точки зрения потенциального взаимодействия) из-за смещения зон максимальных возмущений в зо-

ну более низких относительных скоростей. Подобная модификация лопаток на первом роторе приводит к снижению интенсивности концевых вихрей и снижению шума взаимодействия концевого вихря первого ротора со вторым ротором.

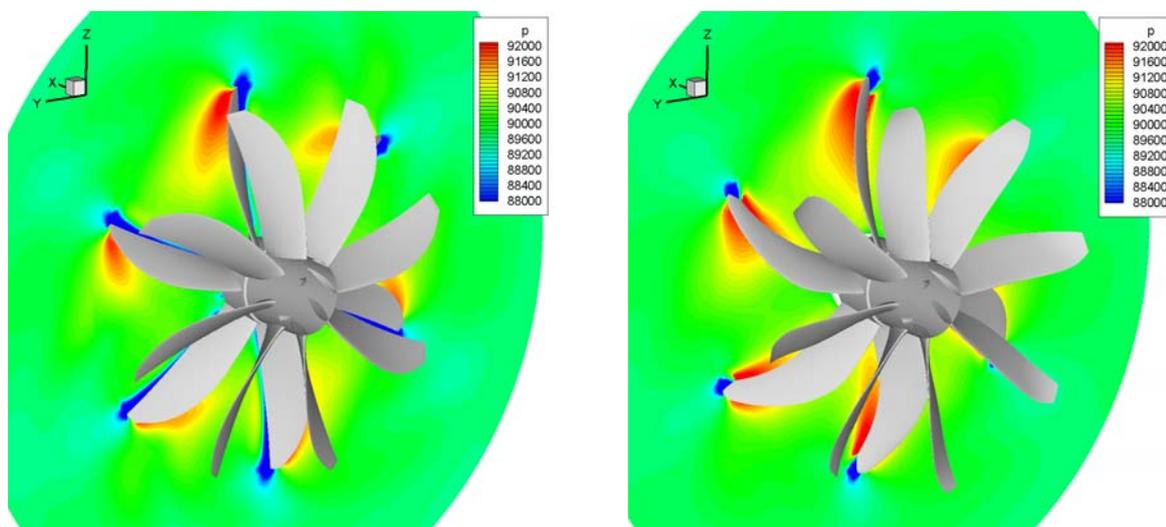


Рис. 7. Мгновенное поле нестационарного статического давления на втором роторе для исходного (слева) и модифицированного (справа) вариантов винтовентилятора в сечении, проходящем через середину хорды конца лопатки R2

Для нестационарного расчёта акустических характеристик комплексом программ 3DAS сетка была построена до полного периода по угловой координате, как это показано на рис. 8, и разбита на блоки по границам твёрдых поверхностей и интерфейсов скользящих сеток. Таким образом, сетка для нестационарного расчёта содержит 210 блоков и 1 792 000 ячеек. Размер ячеек сетки между винтами и окружным направлением позволяет адекватно разрешить волны с частотами не больше чем 500 Гц.

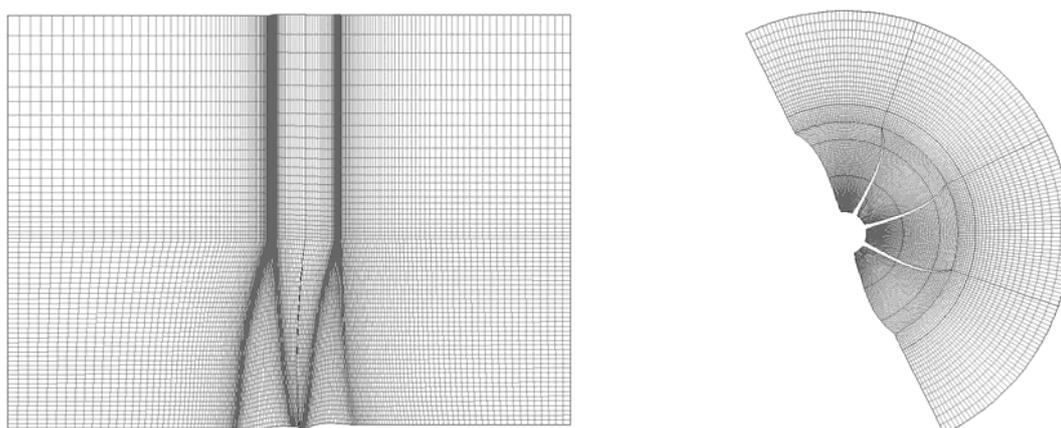


Рис. 8. Расчётная сетка в продольном (слева) и поперечном (справа) сечениях переднего колеса винтовентилятора

На рис. 9 приведено нестационарное поле статического давления установленного по времени нестационарного решения в цилиндрическом сечении на расстоянии $R = 1,54$ м от оси винта исходного винтовентилятора V0. На рис. 10 приведено нестационарное поле статического давления установленного по времени нестационарного решения в цилиндрическом сечении на расстоянии $R = 1,54$ м от оси винта модифицированного винтовентилятора V1.

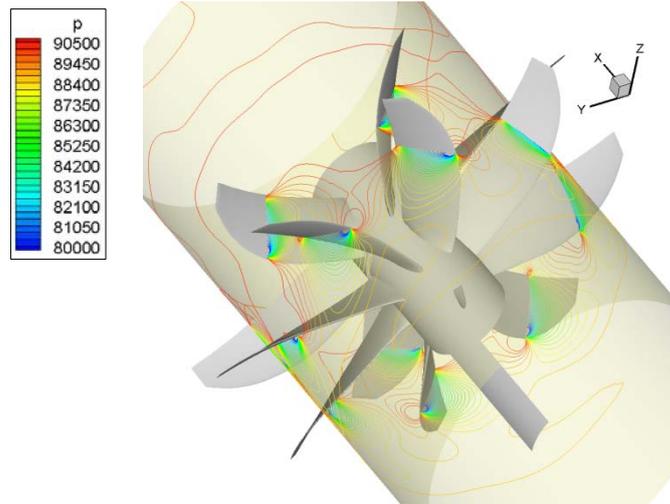


Рис. 9. Поле нестационарного статического давления исходного варианта винтовентилятора (установившийся периодический режим)

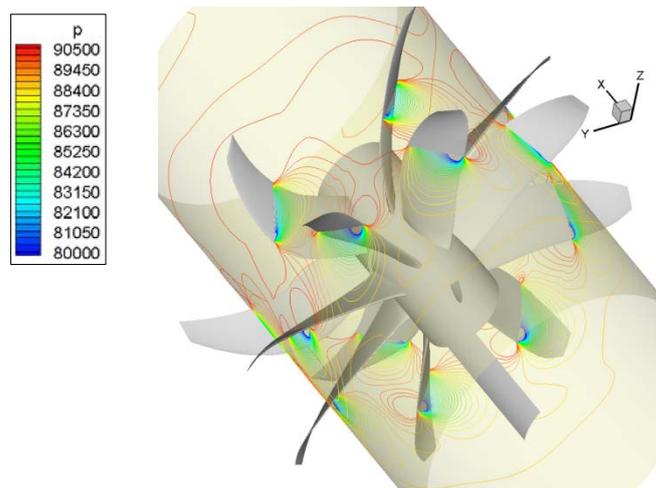


Рис. 10. Поле нестационарного статического давления модифицированного варианта винтовентилятора (установившийся периодический режим)

Для предсказания тонального шума в дальнем поле были использованы уравнения Ffowcs – Williams и Hawkins. При помощи этих уравнений значения возмущений с поверхности интегрирования пересчитываются в дальнее звуковое поле. При расчёте излучения шума винтовентилятора регистрация давления производилась в точках, удалённых от его центра на расстоянии $R = 50$ м и расположенных по окружности с шагом 20 градусов.

На рис. 11 приведено сравнение диаграмм направленности суммарных уровней звукового давления модифицированного V1 и исходного варианта V0 винтовентилятора. На рис. 12 показано снижение суммарного уровня шума в различных направлениях для модифицированного винтовентилятора по отношению к исходному варианту V0. Видно, что наибольшее снижение суммарного уровня шума достигается для углов, меньших 50 градусов. Для этого же диапазона углов наблюдается максимум интенсивности излучения, что обеспечивает снижение шума винтовентилятора в целом.

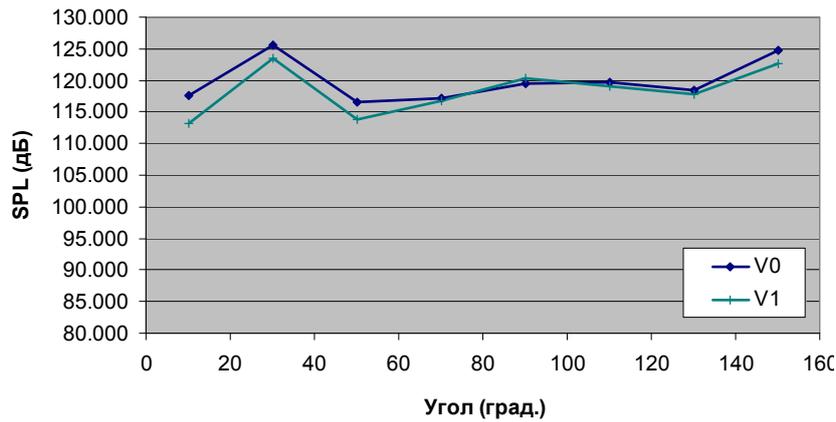


Рис. 11. Диаграмма направленности суммарного уровня звукового давления, снятая на $R=50$ м для исходного и модифицированного вариантов винтовентилятора

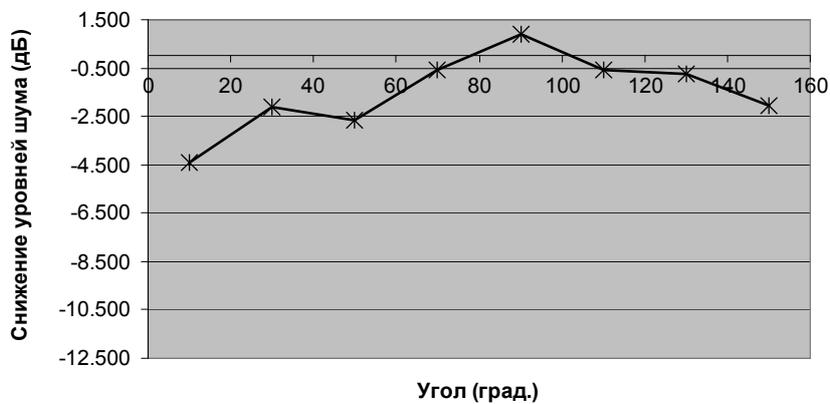


Рис. 12. Снижение суммарного уровня шума в различных направлениях для модифицированного винтовентилятора

На рис. 13 приведено сравнение расчётных диаграмм направленности суммарных уровней звукового давления с данными натурального эксперимента, проведённого на экспериментальном самолёте для трёх вариантов винтовентиляторов с различным расстоянием между винтами. Как видно, результаты расчёта хорошо согласуются с результатами эксперимента. Расхождение в диаграмме направленности для углов в диапазоне 30-130 градусов не превышает 5 дБ. В двух крайних точках расхождение составляет 7-10 дБ.

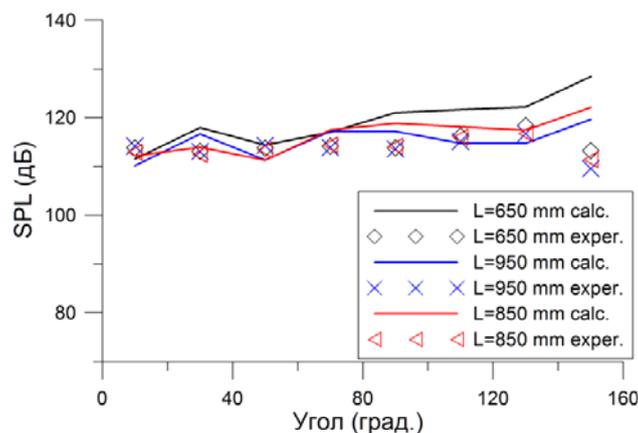


Рис. 13. Диаграмма направленности суммарного уровня звукового давления для трёх вариантов винтовентиляторов с различным расстоянием между винтами

Проведённый пересчёт в EPNdB показывает, что модифицированный вариант вентилятора V1 шумит слабее на 2 EPNdB на режиме «Взлёт» (в одной контрольной точке). При этом модифицированный вентилятор имеет на 8% больше тяги, чем исходный.

По описанной выше методологии оптимизации лопастей вентилятора были рассмотрены ещё пять конфигураций лопаток. Данные конфигурации отличались от варианта V1 величиной нагруженности и, соответственно, тягой винтовентилятора.

На рис. 14 приведены значения тяги шести вариантов винтовентилятора (V1...V6), а на рис. 15 – уровни снижения шума относительно исходного варианта. Из приведённых результатов можно отметить варианты V5 и V6, которые дают максимальное снижение шума на 4 EPNdB в одной контрольной точке для режимов взлёта и посадки, однако с некоторым снижением тяги. Интересна модификация V2, которая имеет увеличенную на 26% тягу относительно исходного варианта V0 и при этом на 0,7 EPNdB меньший уровень шума.

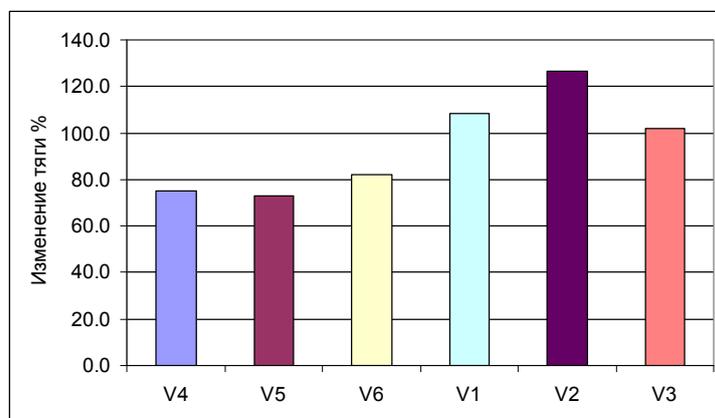


Рис. 14. Значения тяги шести вариантов винтовентилятора V1÷V6 в процентах от тяги исходного варианта V0

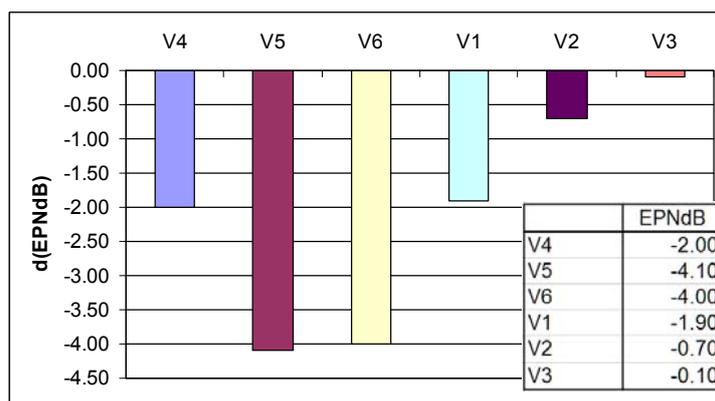


Рис. 15. Значения снижения уровней шума для шести вариантов винтовентилятора V1÷V6 относительно исходного варианта V0

Заключение

На основе разработанного метода проведена оптимизация биротативного винтовентилятора на режиме взлёта. Показано, что модифицированный вариант вентилятора шумит слабее на 2 EPNdB на режиме «Взлёт» (в одной контрольной точке) и при этом имеет на 8% больше тяги по отношению к исходному варианту.

Библиографический список

1. Benzakein M. GEAE Propulsion Vision for the 21st Centure // Proceedings of the International Gas Turbine Congress. 2003. Tokyo, Japan, November 2-7, Keynote Speech 7.
2. Brailko I.A., Milesin V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V. Computational and experimental investigation of unsteady and acoustic characteristics of counter – Rotating fans // Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference. 2004. V. 2B. P. 871-879. DOI: 10.1115/ht-fed2004-56435
3. Milesin V.I., Orekhov I.K., Pankov S.V., Panin V.A. Computational and Experimental Investigation of Flow in Counter Rotating Prop fans Including Revers Thrust Regimes // XVI International Symposium on Air breathing Engines. Cleveland, Ohio, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
4. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion-Relation-Preserving schemes for computational acoustics // Journal of Computational Physics. 1993. V. 107, Iss. 2. P. 262-281. DOI: 10.1006/jcph.1993.1142
5. Hu F.Q., Hussaini M.Y., Manthey J. Low-Dissipation and – Dispersion Runge-Kutta Schemes for Computational Acoustics. NASA Report, 1994. 26 p.
6. Williams J.E.F., Hawkings D.L. Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion // Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 1969. V. 264, Iss. 1151. P. 321-342. DOI: 10.1098/rsta.1969.0031
7. Milesin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. New 3D inverse Navier-Stokes based method used to Design turbomachinery blade rows // Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference. 2004. V. 2. P. 881-889. DOI: 10.1115/HT-FED2004-56436
8. Milesin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. 3D inverse design of transonic fan rotors efficient for a wide range of RPM // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2007. V. 6. P. 341-352. DOI: 10.1115/GT2007-27817
9. Milesin V.I., Orekhov I.K., Fateyev V.A., Shchipin S.K. Effect of tip clearance on flow structure and integral performances of six-stage HPC // Proceedings of ISABE International Conference, ISABE-2007-1179, 2007.

OPTIMIZATION OF OPEN COUNTER – ROTATION FAN BLADES ON THE BASIS OF SOLVING A 3D NAVIER-STOKES INVERSE PROBLEM WITH THE AIM OF REDUCING TONAL NOISE

© 2018

- | | |
|------------------------|---|
| V. I. Milesin | Candidate of Science (Physics and Mathematics), Head of Division;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
milesin@ciam.ru |
| A. A. Rossikhin | Candidate of Science (Physics and Mathematics.), Head of Sector;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
rossikhin@ciam.ru |
| S. V. Pankov | Head of Department;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
pankov@ciam.ru |
| S. K. Shchipin | Candidate of Science (Engineering), Deputy Chief Designer;
Russian Aircraft Corporation MiG, Moscow, Russian Federation;
sershchipin@mail.ru |

The paper presents some results of gas-dynamic and aero-acoustic optimization of the blade profile of an unducted counter-rotation fan (CRF) by using a 3D inverse problem. It was established on the basis of unsteady-state 3D Navier-Stokes equations that the interaction of tip vortices of the first and second rotors as well as potential interaction of the rotors is one of the key sources of tonal noise. Using the 3D solver of the inverse problem, aerodynamic loads are redistributed along the height of the blades of R1 and R2 rotors so as to reduce tip vortex intensity and potential rotor interaction in case of possible increase of the CRF thrust. To check the acoustic characteristics of the modified CRF, tonal noise modeling was carried out for the original and modified CRFs using CIAM's aero-acoustic 3DAS solver for the solution of unsteady-state equations. The near acoustic field and directivity diagrams in the far field were found. The fan tonal noise in take-off and landing was decreased by 4 dB without any thrust or efficiency losses.

Unducted counter-rotating fan; tonal noise; directivity diagrams; 3D-inverse problem solution; 3D Navier-Stokes equations; fan aerodynamic characteristics.

Citation: Mileshein V.I., Rossikhin A.A., Pankov S.V., Shchipin S.K.. Optimization of open counter – rotation fan blades on the basis of solving a 3D Navier-Stokes inverse problem with the aim of reducing tonal noise. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 87-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-87-99

References

1. Benzakein M. GEAE Propulsion Vision for the 21st Centure. *Proceedings of the International Gas Turbine Congress*. 2003. Tokyo, Japan, November 2-7, Keynote Speech 7.
2. Brailko I.A., Mileshein V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V. Computational and experimental investigation of unsteady and acoustic characteristics of counter – Rotating fans. *Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference*. 2004. V. 2B. P. 871-879. DOI: 10.1115/ht-fed2004-56435
3. Mileshein V.I., Orekhov I.K., Pankov S.V., Panin V.A. Computational and Experimental Investigation of Flow in Counter Rotating Prop fans Including Revers Thrust Regimes. *XVI International Symposium on Air breathing Engines*. Cleveland, Ohio, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
4. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion-Relation-Preserving schemes for computational acoustics. *Journal of Computational Physics*. 1993. V. 107, Iss. 2. P. 262-281. DOI: 10.1006/jcph.1993.1142
5. Hu F.Q., Hussaini M.Y., Manthey J. Low-Dissipation and – Dispersion Runge-Kutta Schemes for Computational Acoustics. NASA Report, 1994. 26 p.
6. Williams J.E.F., Hawkings D.L. Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. 1969. V. 264, Iss. 1151. P. 321-342. DOI: 10.1098/rsta.1969.0031
7. Mileshein V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. New 3D inverse Navier-Stokes based method used to Design turbomachinery blade rows. *Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference*. 2004. V. 2. P. 881-889. DOI: 10.1115/HT-FED2004-56436
8. Mileshein V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. 3D inverse design of transonic fan rotors efficient for a wide range of RPM. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2007. V. 6. P. 341-352. DOI: 10.1115/GT2007-27817
9. Mileshein V.I., Orekhov I.K., Fateyev V.A., Shchipin S.K. Effect of tip clearance on flow structure and integral performances of six-stage HPC. *Proceedings of ISABE International Conference, ISABE-2007-1179*, 2007.

ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ НЕСУЩИХ КОНСТРУКЦИЙ

© 2018

В. Е. Биткин первый заместитель генерального директора, генеральный конструктор по специальным изделиям; Специальное конструкторско-технологическое бюро «Пластик», г. Сызрань; gksi@sktb-plastik.ru

О. Г. Жидкова заместитель генерального конструктора по научной работе; Специальное конструкторско-технологическое бюро «Пластик», г. Сызрань; opriokr-prg@sktb-plastik.ru

В. А. Комаров доктор технических наук, профессор; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vkomarov@ssau.ru

Рассмотрены вопросы выбора материалов для создания размеростабильных несущих конструкций оптико-электронных комплексов космического назначения. Представлены физико-механические характеристики успешно применяемых и перспективных композитов, полученные теоретически и экспериментально. Проведён сравнительный анализ характеристик углепластиков в зависимости от процентного содержания наполнителя в матрице композита, а также в зависимости от модуля упругости угольного волокна. Получены экспериментальные данные по характеристикам углепластиков на основе различных волокон. Теоретически и экспериментально исследована зависимость коэффициента линейного температурного расширения (КЛТР) различных углепластиков с однонаправленной и квазиизотропной структурой. Показана устойчивость величины КЛТР, близкой к $1 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, в области объёмного содержания наполнителя 50-60%. Проведено сопоставление КЛТР и модулей упругости углепластиков с соответствующими характеристиками оптических стёкол элементов конструкции телескопов. Обсуждается задача разработки композита с величиной КЛТР, характерной для титановых сплавов. Даны рекомендации по применению рассмотренных композиционных материалов при создании размеростабильных космических конструкций.

Композиты; конструкции; размеростабильность; углеродные волокна; эпоксидное связующее; углепластики; проектирование.

Цитирование: Биткин В.Е., Жидкова О.Г., Комаров В.А. Выбор материалов для изготовления размеростабильных несущих конструкций // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 100-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117

Введение

При проектировании и производстве несущих конструкций космического назначения, связанных с оптическими и радиотехническими устройствами, помимо традиционных требований необходимой прочности и жёсткости при минимуме массы добавляется требование размерной термостабильности [1]. В табл. 1 приведены для сравнения основные физико-механические свойства ряда материалов, используемых в этих конструкциях [2-5].

Указанные металлические материалы при некоторой близости удельных механических характеристик имеют различную и большую, в случае алюминиевых сплавов, величину коэффициента линейного термического расширения α (КЛТР), что создаёт предпосылки для появления сложных и нежелательных температурных деформаций прецизионных конструкций в эксплуатации. Это особенно проявляется, когда различные материалы используются совместно. Поэтому в табл. 1 полезно отметить практи-

чески полное совпадение КЛТР титанового сплава и различных оптических стёкол в широком диапазоне их плотностей от 2,5 до 4,6 г/см³. Особого внимания заслуживает также уникальное свойство углеродных волокон удлиняться при охлаждении (и наоборот) в широком интервале температур, то есть иметь отрицательную величину КЛТР. В частности, волокно ВМН-4 в интервале температур 200-320 К имеет $\alpha < -0,8 \cdot 10^{-6} \text{ К}^{-1}$ и при 280 К $\alpha \approx -1 \cdot 10^{-6} \text{ К}^{-1}$. Это свойство углеродных волокон в сочетании с большой величиной КЛТР полимерных связующих позволяет управлять термоупругими характеристиками композитов, вплоть до создания материала с КЛТР близким к нулю.

Таблица 1. Свойства основных материалов, используемых в прецизионных космических конструкциях

Материал		Плотность, кг/м ³	Модуль упругости, ГПа	Удельная прочность, км	КЛТР, $\cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$
Алюминиевый сплав АК4-1		2700	72	14÷18	23,5
Титановый сплав ВТ-8		4500	120	20÷27	8,0÷9,2
Углепластик	однонаправленный (вдоль основы)	1500	120÷300	70÷105	-1,2÷-0,5
	с квазиизотропной структурой		50÷110	35÷42	-0,1÷1,5
Материалы для астрономических зеркал	Астроситалл СО-115М	2460	93,9	0,03	0±0,15
	Карбид кремния SiC	3220	270	0,14	2,0
Оптические стёкла		2520÷4650	–	–	7,6÷8,5
Эпоксидные смолы		1200÷1400	3,1÷3,8	–	50÷70

Матрицей в полимерных композиционных материалах (КМ) служат термореактивные эпоксидные, фенолформальдегидные, цианат-эфирные, бисмалеимидные и другие смолы, что определяет как температуру эксплуатации изделия с применением данного материала, так и характеристики материала и конструкции в целом. Наиболее востребованными и предпочтительными с точки зрения весового совершенства конструкции и её термоупругих характеристик на сегодняшний день являются углепластики на основе эпоксидных смол.

Углепластики по ряду характеристик превосходят металлы и часто являются наиболее приемлемыми материалами для создания несущих космических конструкций с требуемыми критериями размерной стабильности. При этом такие особенности углепластиков, как неоднородность структуры, различие физико-механических характеристик компонентов, синхронность создания материала и конструкции, открывают широкие возможности управления свойствами материала и ликвидации многих промежуточных операций, что, в свою очередь, расширяет возможности реализации конструкций с заданными свойствами и снижает трудоёмкость создания продукции в триаде «материал – конструкция – технология» [6; 7].

В связи с большой номенклатурой углеродных нитей, тканей и препрегов, цель данной статьи – обобщить определённый опыт создания композитов из отечественных компонентов с заданной величиной КЛТР в условиях промышленного производства.

Отечественные материалы, применяемые в углепластиках

Углепластики, как правило, содержат большое количество наполнителя. Он образует жёсткий скелет, препятствующий деформации полимера. После полимеризации при охлаждении связующее сжимается и подвергается всестороннему растяжению. Объёмная деформация при этом может составлять несколько процентов. Таким обра-

зом, уже в ненагруженном состоянии композита матрица должна выдерживать значительные механические деформации без разрушения и нарушения адгезии на границе с волокном. Как показывают микроскопические исследования, эпоксидные смолы значительно лучше других связующих выдерживают подобные условия. Эпоксидные связующие обладают комплексом благоприятных свойств, определивших их широкое применение в производстве конструкций из композитов. Они обладают высокими механическими и адгезионными характеристиками, позволяющими достаточно полно использовать свойства армирующих волокон. Технологичность этих связующих и способность длительное время находиться в недоотвержденном состоянии позволяют изготавливать на их основе предварительно пропитанные и частично отвержденные полуфабрикаты (препреги) [8; 9].

Как правило, все волокна, применяемые в композиционных материалах, имеют небольшой диаметр, что обуславливает связанное с «масштабным эффектом» проявление высокой прочности ряда материалов. Характеристики углеродных волокон, выпускаемых в России промышленно, приведены в табл. 2 [10].

Таблица 2. Физико-механические характеристики непрерывных углеродных волокон, выпускаемых в России

Марка наполнителя	Число филоментов в нити, шт.	Предел прочности при растяжении, МПа	Модуль упругости, ГПа	Деформация разрушения, %	Линейная плотность, мг/м	Плотность, кг/м ³
Нить						
УКН-5000	5000 10000	2500	180÷240	1,2	410 900	1750
УКН-5000П	2500 5000	3000	20÷250	1,2	205 400	1730
УКН-П0,1	2500 5000 10000	4000÷4500	200÷250	1,5	125 250 410	1750
«Гранит-П»	5000	3000÷3500	320÷400	0,9	400	1800
«Кулон-24П»	5000	2500÷3000	450÷550	0,6	400	1970
«Кулон»	5000	2500÷4000	550÷600	0,6	400	1970
«Урал Н-15»	6600	1800	60÷80	2,0÷2,5	205	1450
«Урал Н-24»	6600	1500	80÷100	1,5÷2,0	205	1470
Лента						
ЛУ-П/0,1	–	2800÷3000	250÷280	1,0	–	1750
«Элур-П»	–	2700÷3200	220÷250	1,2	–	1700
ЛУ-24П	–	2500÷3000	320÷350	0,8	–	1800
«Урал Т-24»	–	1000÷1500	60	2,0	–	1470
ТМ-24	–	3000	60	2,0	–	1470
Тесьма						
«Урал-15»	–	1800	60÷80	2,0÷2,5	–	1450
«Урал-24»	–	1500	80÷100	1,5÷2,0	–	1470

Методика анализа характеристик композиционного материала

Простой эмпирический подход к выбору композиции оптимального состава КМ невозможен в силу разнообразия исходных компонентов с широким спектром физико-механических и химических свойств. В данной работе используются известные структурные соотношения, выражающие связь физико-механических свойств композита со свойствами исходных компонентов [11-13].

Исходные термоупругие свойства наполнителя и матрицы, их объёмное содержание в КМ и углы ориентации монослоёв являются управляемыми параметрами при создании слоистых композитов с заданными термомеханическими свойствами.

Первоначально, исходя из паспортных данных на материал наполнителя и связующего, проводится анализ свойств монослоя композиционного материала.

Свойства монослоя композита в соответствии с законом механической смеси могут быть оценены с использованием следующих соотношений:

$$E_1 = E_B v + E_M (1 - v);$$

$$\frac{1}{E_2} = \frac{v}{E_B} + \frac{1 - v}{E_M} + \frac{[\mu_B v + \mu_M (1 - v)]^2}{E_B v + E_M (1 - v)};$$

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{v}{G_B} + \frac{1 - v}{G_M};$$

$$\mu_{21} = \mu_B v + \mu_M (1 - v);$$

$$E_1 \mu_{12} = E_2 \mu_{21};$$

$$\alpha_1 = \frac{E_B \alpha_B v + E_M \alpha_M (1 - v)}{E_B v + E_M (1 - v)};$$

$$\alpha_2 = \alpha_B (1 + \mu_B) v + \alpha_M (1 + \mu_M) (1 - v) - [\mu_B v + \mu_M (1 - v)] \frac{E_B \alpha_B v + E_M \alpha_M (1 - v)}{E_B v + E_M (1 - v)},$$

где v – объёмная доля волокон; E_1 – продольный модуль упругости слоя; E_2 – поперечный модуль упругости слоя; G_{12} – средний модуль сдвига слоя; α_1 – КЛТР материала вдоль волокон; α_2 – КЛТР материала поперёк волокон; μ_{12}, μ_{21} – коэффициенты Пуассона слоя; $E_M, E_B, G_M, G_B, \alpha_M, \alpha_B$ – модули упругости, модули сдвига, коэффициенты линейного термического расширения матрицы и волокон.

Упругие постоянные в плоскости пакета слоистого композита вычисляются через его структурные параметры следующим образом:

$$E_x = \frac{Q}{Q_{22} Q_{33} - Q_{23}^2};$$

$$E_y = \frac{Q}{Q_{11}Q_{33} - Q_{13}^2};$$

$$G_{xy} = \frac{Q}{Q_{11}Q_{22} - Q_{12}^2};$$

$$\mu_{xy} = \frac{Q_{12}Q_{33} - Q_{13}Q_{23}}{Q_{22}Q_{33} - Q_{23}^2};$$

$$\mu_{yx} = \frac{Q_{12}Q_{33} - Q_{13}Q_{23}}{Q_{11}Q_{33} - Q_{13}^2};$$

$$\alpha_x = \frac{1}{E_x H} (Q_{1T} - \mu_{yx} Q_{2T} + \eta_{x,xy} Q_{3T});$$

$$\alpha_y = \frac{1}{E_y H} (Q_{2T} - \mu_{xy} Q_{1T} + \eta_{y,xy} Q_{3T});$$

$$\alpha_{xy} = \frac{1}{G_{xy} H} (\eta_{xy,x} Q_{1T} + \eta_{xy,y} Q_{2T} + Q_{3T});$$

$$Q = \frac{1}{H} [(Q_{11}Q_{22} - Q_{12}^2)Q_{33} + 2Q_{12}Q_{13}Q_{23} - Q_{11}Q_{23}^2 - Q_{22}Q_{13}^2].$$

Здесь E_x, E_y, G_{xy} – средние модули упругости, модуль сдвига слоистого КМ; μ_{xy}, μ_{yx} – средние коэффициенты Пуассона слоистого КМ; $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_{xy}$ – средние КЛТР слоистого пакета КМ; H – суммарная толщина пакета КМ; Q_{ij}, Q_{iT} – обобщённые жёсткости слоистого КМ ($i, j = 1, 2, 3$):

$$Q_{11} = \sum_{i=1}^n h_i (E_1^i \cos^4 \theta_i + 2E_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \theta_i \cos^2 \theta_i + E_2^i \sin^4 \theta_i + G_{12}^i \sin^2 2\theta_i);$$

$$Q_{21} = Q_{12} = \sum_{i=1}^n ((E_1^i + E_2^i) \sin^2 \theta_i \cos^2 \theta_i + E_1^i \mu_{12}^i (\sin^4 \theta_i + \cos^4 \theta_i) - G_{12}^i \sin^2 2\theta_i);$$

$$Q_{22} = \sum_{i=1}^n h_i (E_1^i \sin^4 \theta_i + 2E_1^i \mu_{21}^i \sin^2 \theta_i \cos^2 \theta_i + E_2^i \sin^4 \theta_i + G_{12}^i \sin^2 2\theta_i);$$

$$Q_{31} = Q_{13} = \sum_{i=1}^n h_i \sin \theta_i \cos \theta_i (E_1^i (1 - \mu_{21}^i) \cos^2 \theta_i - E_2^i (1 - \mu_{12}^i) \sin^2 \theta_i - 2G_{12}^i \cos 2\theta_i);$$

$$Q_{23} = Q_{32} = \sum_{i=1}^n h_i \sin \theta_i \cos \theta_i (E_1^i (1 - \mu_{21}^i) \sin^2 \theta_i - E_2^i (1 - \mu_{12}^i) \cos^2 \theta_i - 2G_{12}^i \cos 2\theta_i);$$

$$Q_{33} = \sum_{i=1}^n \left((E_1^i + E_2^i - 2E_1^i \mu_{21}^i) \sin^2 \theta_i \cos^2 \theta_i + G_{21}^i \cos^2 2\theta_i \right);$$

$$Q_{1T} = \sum_{i=1}^n h_i \left(E_1^i (\alpha_1^i + \mu_{21}^i \alpha_2^i) \cos^2 \theta_i + E_2^i (\alpha_2^i + \mu_{21}^i \alpha_1^i) \sin^2 \theta_i \right);$$

$$Q_{2T} = \sum_{i=1}^n h_i \left(E_1^i (\alpha_1^i + \mu_{12}^i \alpha_2^i) \sin^2 \theta_i + E_2^i (\alpha_2^i + \mu_{12}^i \alpha_1^i) \cos^2 \theta_i \right);$$

$$Q_{3T} = \sum_{i=1}^n h_i \sin \theta_i \cos \theta_i \left(E_1^i (\alpha_1^i + \mu_{21}^i \alpha_2^i) - E_2^i (\alpha_2^i + \mu_{12}^i \alpha_1^i) \right),$$

где θ_i – угол армирования монослоя композита; h_i – толщина i -го монослоя.

Анализ приведённых зависимостей показывает, что, варьируя углы армирования слоёв пакета θ , можно получить термомеханические характеристики композита, позволяющие свести к минимуму как деформации конструкции от воздействия температуры, так и создать двуоснотермонеутральные структуры пакета КМ. Эти возможности могут быть в значительной степени расширены путём использования методов технологического воздействия, выбора режима отверждения, степени армирования композита и др. [13]. КЛТР в направлении оси Z может быть оценён величиной порядка $30 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$.

Результаты расчёта термомеханических характеристик композиционных материалов

В табл. 3, 4 приведены полученные расчётным путём термомеханические характеристики однонаправленных углепластиков и углепластиков с квазиизотропной структурой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$ на основе ленты ЛУ-П/0,1-А 1 (ГОСТ 28006-88), КУЛОН-500/0,07 (СТО 75969490-007-2009), связующего ЭНФБ (ТУ 1-596-36-2005) для различных значений модуля упругости волокна и процентного содержания наполнителя в КМ. В расчёте приняты средние значения физико-механических характеристик эпоксидного связующего.

Расчёт термомеханических характеристик пакета композиционного материала проводился с использованием соотношений, приведённых в [11-13].

Таблица 3. Термомеханические характеристики однонаправленного углепластика и углепластика с укладкой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$ на основе ленты ЛУ-П/0,1 (ГОСТ 28006-88) и связующего ЭНФБ (ТУ 1-596-36-2005), полученные расчётным способом

Процентное содержание волокна $V_v, \%$	Модуль упругости волокна $E_v, \text{ГПа}$	Расчётные значения характеристик однонаправленного углепластика							Расчётные значения характеристик углепластика с укладкой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$				
		$E_x, \text{ГПа}$	$E_y, \text{ГПа}$	$G_{xy}, \text{ГПа}$	μ_{xy}	μ_{yx}	$\alpha_x \cdot 10^{-6}, \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$	$\alpha_y \cdot 10^{-6}, \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$	$E_x, E_y, \text{ГПа}$	$G_{xy}, \text{ГПа}$	μ_{xy}, μ_{yx}	$\alpha_x \cdot 10^{-6}, \alpha_y \cdot 10^{-6}, \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$	
58	250	146,50	6,50	4,97	0,305	0,014	-0,568	30,368	55,13	21,19	0,301	1,101	
	265	155,20	6,53	4,98	0,305	0,013	-0,604	30,378	58,05	22,29	0,302	0,992	
	280	163,91	6,55	4,99	0,305	0,012	-0,635	30,386	60,96	23,38	0,304	0,881	
62	250	156,40	7,67	5,90	0,299	0,015	-0,665	27,475	59,56	22,97	0,297	1,002	
	265	165,70	7,70	5,92	0,299	0,014	-0,695	27,487	62,70	24,14	0,298	0,894	
	280	174,97	7,74	5,94	0,299	0,013	-0,722	27,486	65,83	25,32	0,300	0,793	

Таблица 4. Термомеханические характеристики однонаправленного углепластика и углепластика с укладкой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$ на основе ленты КУЛОН-500/0,07 (СТО 75969490-007-2009) и связующего ЭНФБ (ТУ 1-596-36-2005), полученные расчётным способом

Процентное содержание волокна $V_f, \%$	Модуль упругости волокна	Расчётные значения характеристик однонаправленного углепластика							Расчётные значения характеристик углепластика с укладкой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$			
		$E_x, \text{ГПа}$	$E_y, \text{ГПа}$	$G_{xy}, \text{ГПа}$	μ_{xy}	μ_{yx}	$\alpha_x \cdot 10^{-6}, \text{C}^{-1}$	$\alpha_y \cdot 10^{-6}, \text{C}^{-1}$	$E_x, E_y, \text{ГПа}$	$G_{xy}, \text{ГПа}$	μ_{xy}, μ_{yx}	$\alpha_x \cdot 10^{-6}, \alpha_y \cdot 10^{-6}, \text{C}^{-1}$
58	450	262,50	6,72	5,07	0,305	0,008	-0,848	30,438	93,96	35,74	0,314	0,160
	500	291,50	6,75	5,09	0,305	0,007	-0,882	30,447	103,66	39,39	0,316	0,031
	550	320,50	6,77	5,10	0,305	0,006	-0,911	30,455	113,35	43,05	0,317	-0,087
62	450	280,37	7,98	6,06	0,299	0,009	-0,901	27,536	101,15	38,53	0,312	0,119
	500	311,37	8,02	6,08	0,299	0,008	-0,931	27,544	111,52	42,43	0,314	-0,007
	550	342,37	8,05	6,10	0,299	0,007	-0,955	27,550	121,89	46,34	0,315	-0,122

На рис. 1, 2 приведены полученные расчётным способом физико-механические характеристики пакета КМ для укладки $(0^\circ / \pm\theta^\circ / 90^\circ)_{2n}$ и степени армирования слоя $V_B = 0,6$. В качестве композиционного материала рассмотрен углепластик на основе углеленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ [10].

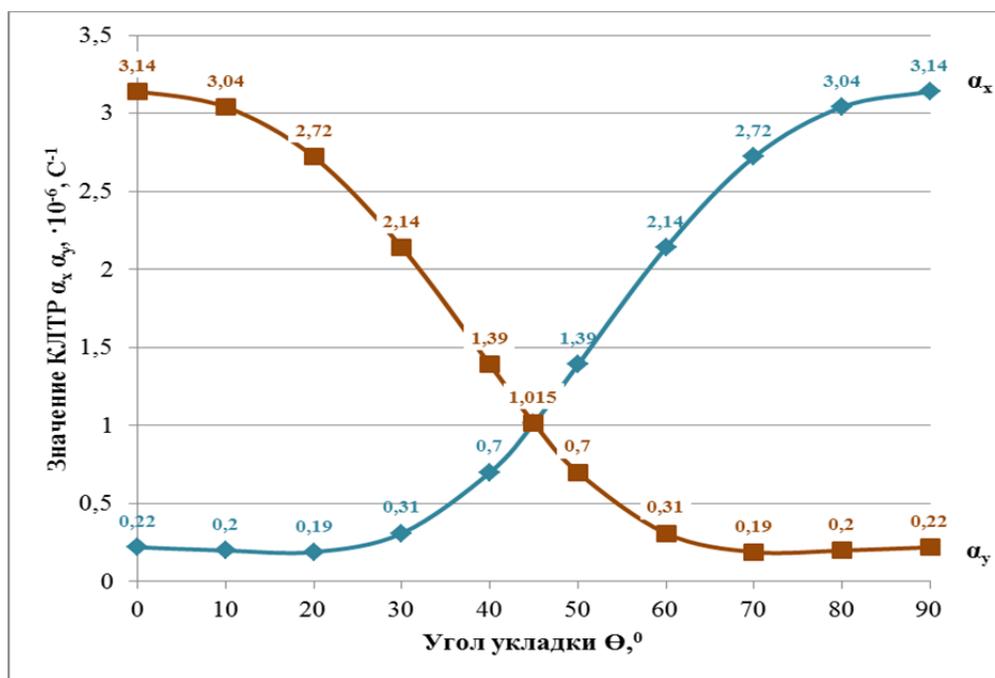


Рис. 1. Зависимость КЛТР композита от угла армирования Θ для углепластика на основе углеродной ленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ (степень армирования $V_B = 0,6$, схема армирования $(0^\circ / \pm\theta^\circ / 90^\circ)_{2n}$)

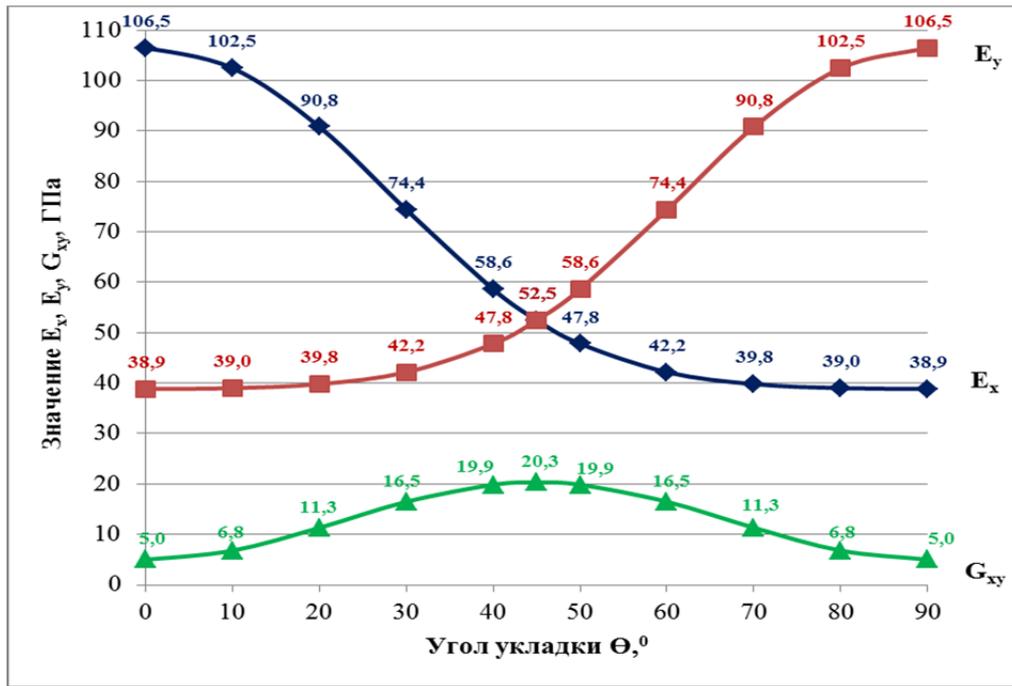


Рис. 2. Зависимость упругих характеристик композита от угла армирования θ для углепластика на основе углеродной ленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ (степень армирования $V_B = 60\%$, схема армирования $(0^\circ / \pm\theta^\circ / 90^\circ)_{2n}$)

Из табл. 3 и рис. 1 следует, что квазиизотропная структура композита на основе ленты ЛУ-П/0,1 и эпоксидного связующего имеет расчётную величину КЛТР $1 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$. Определённая переориентация половины слоёв позволяет получить работоспособную структуру композита с КЛТР в одном направлении $3 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$. Однако это уже анизотропная структура с низкими характеристиками сдвиговой жёсткости и прочности (рис. 2).

Практический интерес с точки зрения достижения требований по размерной стабильности несущих конструкций оптико-электронных комплексов представляют углепластики с коэффициентом линейного термического расширения, близким к КЛТР материалов, применяемых для астрономических зеркал, а также материалов (например, титановые сплавы), применяемых в закладных и накладных элементах для крепления элементов и самих конструкций к ответным частям. Теоретический анализ термомеханических характеристик композитов показывает, что для схемы армирования $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$ композиционный материал на основе углеленты КУЛОН-500/0,07 при содержании волокна 58% для среднего значения модуля упругости наполнителя имеет КЛТР, близкий к значению КЛТР материала Астроситалл СО-115М.

На рис. 3 показана расчётная зависимость КЛТР квазиизотропной структуры композита на основе ленты ЛУ-П/0,1 и эпоксидного связующего от объёмной доли волокна.

Зависимость имеет существенно нелинейный характер. В практически важной области со степенью армирования $0,55 \div 0,62$ КЛТР имеет величину $1 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, что свидетельствует об относительной нечувствительности композита в этой зоне к количеству связующего, которое может варьироваться в силу технологических причин.



Рис. 3. Зависимость КЛТР от процентного содержания волокна для углепластика на основе ленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ со схемой армирования $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$

Но, с другой стороны, попытка найти структуру на этих компонентах с КЛТР $8 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ (как у титана) приводит к композиту с содержанием волокна $V_B = 12,5\%$ и большой чувствительностью КЛТР к V_B . Поэтому данная структура представляет только теоретический интерес. Квасититановый композит можно создать только со значительно более жёстким полимером или с добавлением слоёв волокон с большим положительным α .

Экспериментальные исследования углепластиков

С целью оценки достоверности и уточнения расчётных значений термомеханических характеристик углепластика проводятся экспериментальные исследования, включающие изготовление плоских образцов композита с однонаправленными слоями и выбранными укладками, вычисляются коэффициенты вариации физико-механических характеристик. Назначаются их величины или поправочные коэффициенты для практических расчётов конструкций.

Испытания слоистых волокнистых композиционных материалов характеризуются рядом особенностей и отличаются от металлов различными типами нагружения. Анизотропия и неоднородность волокнистых КМ, а также практически полное отсутствие пластических деформаций в углепластике при всех возможных видах разрушения обуславливают значительные трудности при получении объективных характеристик даже при одноосном нагружении [14; 15]. Поэтому обоснование выбора образца часто требует более значительных усилий, чем проектирование конструктивного элемента из композита. Создание однородного поля деформаций на рабочем участке – необходимое условие корректности проведения испытаний.

Принцип Сен-Венана в анизотропных материалах по сравнению с традиционными изотропными материалами проявляется в резком расширении зон краевого эффекта, что требует увеличения длины образца. Длина рабочей части образцов при сжатии ограничивается возможностью потери их устойчивости [16].

Для экспериментальной оценки в данной работе выбраны схемы армирования углепластика – $(0^\circ)_n$ и $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$.

Образцы для определения характеристик изготовлены из препрега на основе угле-лент ЛУ-П/0,1 и КУЛОН-500/0,07 и связующего ЭНФБ методом автоклавного формования. Формование образцов производилось при давлении $5 \div 7 \cdot 10^{-1}$ МПа в течение 6 часов и температуре $160 \div 170^\circ\text{C}$ [17]. После режима формования листы, предназначенные для изготовления образцов для физико-механических испытаний, проходят термообработку при температуре формования. Из листов, прошедших термообработку, изготавливались образцы для экспериментального определения характеристик композиционного материала.

Достоверность определения экспериментальных значений обеспечивалась испытаниями не менее пяти образцов. Коэффициенты вариации определялись в процентах соотношением:

$$k = \frac{\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_{cp} - x_i)^2}}{x_{cp}} 100,$$

где x_i – экспериментальное значение исследуемой величины для i -го образца; x_{cp} – среднее значение этой же величины.

Испытания образцов по определению физико-механических характеристик материалов с выбранными схемами армирования на растяжение и сжатие проводились в нормальных климатических условиях по ГОСТ 25.601, ГОСТ 25.602 [18; 19] соответственно. Испытания на сдвиг в плоскости армирования композита проводились по ГОСТ Р 50578 [20] методом перекашивания пластины.

Испытания образцов на растяжение, сжатие и сдвиг проводились на универсальной разрывной машине 1958У-10-1 с постоянной скоростью деформирования 5 мм/мин. Деформации при проведении испытаний на растяжение и сжатие измерялись при помощи тензорезисторов типа КФ 5П1-5-200-Б-12, наклеенных с двух сторон на образцы в продольном и поперечном направлении для измерения продольных и поперечных деформаций образцов. Такая схема измерения деформаций позволяет компенсировать погрешности, вызванные возможным перекосом образцов в захватах из-за геометрической неточности их изготовления. При проведении испытаний на сдвиг тензорезисторы КФ 5П1-5-200-Б-12 наклеивались под углом 45° к направлению действия нагрузки с каждой стороны образца в середине рабочей зоны. Регистрация деформаций проводилась с помощью измерительной системы СИИТ-3. Запись диаграммы деформаций производится с использованием лабораторного двухкоординатного прибора ЛКД-4.

Для определения механических характеристик углепластика при растяжении использовались плоские образцы, вырезанные из многослойных пластин под углами 0° и 90° к оси укладки слоёв. Длина образцов 250 мм, ширина 12 мм, рабочая зона 70 мм.

Нагружение образцов при растяжении осуществлялось с использованием клиновых захватов, имеющих точное позиционирование образца по оси прилагаемой нагрузки (ширина захватов изготовлена по ширине образца). Предотвращение разрушения от контактных напряжений в местах их закрепления достигалось с помощью наклеенных стеклотекстолитовых накладок. Длина накладок выбиралась в соответствии с требованиями ГОСТ 25.601 [18] и условиями обеспечения сдвиговой прочности клеевого соединения.

При испытаниях на сжатие использовались плоские образцы шириной 10 мм по основе – для однонаправленной укладки и шириной 15 мм по утку – для однонаправ-

ленной укладки и других укладок во всех направлениях. При определении прочностных характеристик длина образцов составляла $(120 + 4,5h)$ мм (h – толщина образца), при определении модуля упругости при сжатии – 150 мм. Рабочая зона при определении прочностных характеристик составляла $4,5h$, при определении модуля упругости – 30 мм.

Нагружение образцов при сжатии проводилось на приспособлении, предотвращающем потерю устойчивости образца – части приспособления, зажимающие образец, перемещаются по направляющим. Предотвращение разрушения от контактных напряжений в местах их закрепления обеспечивалось распределением давления на образец при помощи прижимных пластин из мягких сплавов (алюминий) и плавного снятия напряжений на выходе из захвата посредством небольших текстолитовых вставок.

Испытания образцов на сдвиг проводились на образцах углепластика размером 150×150 мм с усиливающими накладками из стеклотекстолита [20].

В табл. 5, 6 представлены физико-механические характеристики углепластиков на основе углеленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ, полученные экспериментально. Содержание наполнителя в матрице 60%.

Полученные экспериментальные значения модуля упругости, модуля сдвига и коэффициентов Пуассона хорошо согласуются с расчётными. Значения коэффициента вариации находятся в пределах от 2,45 до 6,58%, что приемлемо для композиционных материалов.

Таблица 5. Результаты физико-механических испытаний однонаправленного углепластика на основе углеленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ вдоль направления основы

Определяемый показатель	№ образца	Результат испытаний по каждому образцу	Среднее значение показателя	Коэффициент вариации, %
Модуль упругости при растяжении, ГПа	1	148	145	2,93
	2	138		
	3	144		
	4	149		
	5	148		
Предел прочности при растяжении, МПа	1	935	912	3,41
	2	889		
	3	910		
	4	876		
	5	951		
Коэффициент Пуассона	1	0,298	0,284	4,16
	2	0,295		
	3	0,276		
	4	0,281		
	5	0,271		
Модуль упругости при сжатии, ГПа	1	171	166	3,32
	2	160		
	3	160		
	4	166		
	5	171		
Предел прочности при сжатии, МПа	1	892	884	5,74
	2	870		
	3	890		
	4	811		
	5	769		

Таблица 6. Результаты физико-механических испытаний углепластика с укладкой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$ на основе углеленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ

Определяемый показатель	Направление вырезки	№ образца	Результат испытаний по каждому образцу	Среднее значение показателя	Коэффициент вариации, %
Модуль упругости при растяжении, ГПа	0°	1	55,0	56,1	3,92
		2	55,2		
		3	53,6		
		4	59,2		
		5	57,4		
	90°	1	54,6	55,0	3,59
		2	56,8		
		3	55,3		
		4	56,6		
		5	51,9		
Предел прочности при растяжении, МПа	0°	1	252	256	3,20
		2	258		
		3	256		
		4	247		
		5	269		
	90°	1	260	275	4,30
		2	273		
		3	281		
		4	291		
		5	269		
Коэффициент Пуассона	0°	1	0,318	0,310	5,22
		2	0,310		
		3	0,287		
		4	0,331		
		5	0,306		
	90°	1	0,326	0,325	2,79
		2	0,327		
		3	0,335		
		4	0,310		
		5	0,325		
Модуль упругости при сжатии, ГПа	0°	1	58,5	57,6	3,33
		2	54,6		
		3	56,8		
		4	58,6		
		5	59,4		
	90°	1	57,6	57,2	2,45
		2	56,4		
		3	55,2		
		4	58,1		
		5	58,7		
Модуль сдвига, ГПа	0°	1	21,4	20,3	5,96
		2	19,3		
		3	20,3		
		4	18,9		
		5	21,6		
	90°	1	21,0	20,5	6,58
		2	22,4		
		3	18,9		
		4	19,6		
		5	20,8		

Одной из важных характеристик материала, влияющей на размерную стабильность изделия, является коэффициент линейного термического расширения. Результаты экспериментального определения КЛТР углепластика с укладкой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$ на основе углеленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ для степени армирования слоя $V_g = 0,6$ приведены в табл. 7.

Образцы для определения коэффициента линейного термического расширения изготавливались в форме прямоугольного параллелепипеда размерами $5 \times 5 \times 50$ мм. Испытания проводились на кварцевом dilatометре ДКВ-7А для автоматической регистрации теплового расширения полимерных материалов. Измерение температурной деформации образца производится вдоль его длинной стороны. Образцы подвергались термообработке при температуре формования, а также термоциклированию в диапазоне температур от минус 50°C до $+100^\circ\text{C}$ и дегазации в барокамере при давлении от $(1,33 \cdot 10^{-2})$ до $(1,33 \cdot 10^{-6})$ Па и температуре $(100 \pm 5)^\circ\text{C}$. Измерение КЛТР проводилось в диапазоне температур от минус 50°C до $+50^\circ\text{C}$.

Таблица 7. Результаты испытаний по определению КЛТР углепластика на основе углеленты ЛУ-П-0,1 и связующего ЭНФБ (степень армирования слоя $V_g = 0,6$) с укладкой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$

Определяемый показатель	Направление вырезки	№ образца	Результат испытаний по каждому образцу	Среднее значение показателя	Коэффициент вариации, %
КЛТР после термообработки, $\cdot 10^{-6}, \text{C}^{-1}$	0°	1	1,09	1,09	6,77
		2	1,13		
		3	0,98		
		4	1,08		
		5	1,18		
	90°	1	1,43	1,30	8,98
		2	1,13		
		3	1,38		
		4	1,27		
		5	1,36		
КЛТР после термоциклирования, $\cdot 10^{-6}, \text{C}^{-1}$	0°	1	0,93	0,89	5,98
		2	0,93		
		3	0,83		
		4	0,92		
		5	0,83		
	90°	1	1,16	1,17	2,73
		2	1,20		
		3	1,17		
		4	1,13		
		5	1,21		
КЛТР после дегазации $\cdot 10^{-6}, \text{C}^{-1}$	0°	1	0,88	0,98	12,5
		2	0,98		
		3	0,88		
		4	0,98		
		5	1,18		
	90°	1	1,10	1,06	5,78
		2	0,98		
		3	1,11		
		4	1,09		
		5	1,00		

В табл. 8, 9 представлены средние значения физико-механических характеристик, полученные экспериментально, для углепластиков на основе углеродной ленты ЛУ-П/0,1, КУ-ЛОН-500/0,07 и связующего ЭНФБ.

Таблица 8. Усреднённые значения физико-механических характеристик однонаправленных углепластиков, полученные экспериментально

Характеристика	Углепластик	
	на основе углеродной ленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ	на основе углеродной ленты КУЛОН-500/0,07 и связующего ЭНФБ
Модуль упругости при растяжении по основе, ГПа	145	245,2
Модуль упругости при растяжении по утку, ГПа	5	5,88
Предел прочности при растяжении по основе, МПа	912	-
Модуль сдвига, ГПа	5	5,2
Коэффициент Пуассона	0,284	0,290
КТЛР по основе $\cdot 10^{-6}, C^{-1}$	-0,5	-0,5 ÷ -0,7
КТЛР по утку $\cdot 10^{-6}, C^{-1}$	34	34

Таблица 9. Усреднённые значения физико-механических свойств углепластиков с укладкой $(0^\circ / +45^\circ / -45^\circ / 90^\circ)_{2n}$, полученные экспериментально

Характеристика	Углепластик	
	на основе углеродной ленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ	на основе углеродной ленты КУЛОН-500/0,07 и связующего ЭНФБ
Модуль упругости по направлению 0° , ГПа	56,1	88,21
Модуль упругости по направлению 90° , ГПа	55,00	87,02
Предел прочности при растяжении по основе, МПа	256	-
Предел прочности при растяжении по утку, МПа	275	-
Модуль сдвига, ГПа	20,4	32,74
Коэффициент Пуассона	0,330	0,310
КТЛР по основе $\cdot 10^{-6}, C^{-1}$	0,89 ÷ 1,15	0,18 ÷ 0,19
КТЛР по утку $\cdot 10^{-6}, C^{-1}$	1,06 ÷ 1,30	0,18 ÷ 0,19

Заключение

Анализ результатов расчётных и экспериментальных исследований термомеханических характеристик слоистого композита на основе углеродных наполнителей ЛУ-П/0,1, КУЛОН-500/0,07 и эпоксидного связующего ЭНФБ позволяет сделать следующие выводы.

1. В условиях мелкосерийного и штучного производства достигнуто полное качественное совпадение теоретических прогнозов и экспериментально замеренных характеристик образцов с коэффициентами вариации в пределах 6% по механике и 9% по КЛТР.

2. Максимальное отличие замеренных модулей упругости и пределов прочности слоистого композита с квазиизотропной структурой от расчётных составляет величину

порядка 15%, как правило, в минус. С учётом стабильности экспериментальных данных это расхождение может быть учтено в практических расчётах соответствующей поправкой коэффициента безопасности.

3. Рассмотренная квазиизотропная структура слоистого композита на основе относительно низко модульной и недорогой ленты ЛУ-П/0,1 и эпоксидного связующего имеет стабильную величину КЛТР порядка $1 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, не чувствительную к колебаниям количества полимера.

4. Создание квазититанового углепластика с КЛТР $\alpha = 8 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ на основе рассмотренной композиции представляется проблематичным и требует поиска других решений – смены связующего, использования гибридных армирующих материалов и т.д.

5. Для создания лёгких размеростабильных конструкций повышенной прочности и жёсткости может быть использована высоко модульная лента типа КУЛОН-500/0,1 с перспективным цианат-эфирным связующим, обладающим рядом полезных свойств для конструкций оптических телескопов космического назначения.

Библиографический список

1. Тестоедов Н.А., Двирный Г.В., Пермяков М.Ю. Определение величины температурной деформации размеростабильных рефлекторов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. 2011. № 2 (35). С. 67-71.

2. Попов Н.Н., Филонов А.С., Донцов Г.А. Вурсол А.В., Родимкина Е.Ю., Матвеев Д.С. Конструкционные материалы оптических модулей аппаратов дистанционного зондирования Земли // Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофото-съёмка. 2012. № 5. С. 101-105.

3. Алиева С.Г., Альтман М.Б., Амбарцумян С.М. Промышленные алюминиевые сплавы. М.: Металлургия, 1984. 527 с.

4. Чечулин Б.Б., Ушков С.С., Разуваева И.Н., Гольдфайн В.Н. Титановые сплавы в машиностроении. Л.: Машиностроение, 1977. 248 с.

5. Абдулкадиров М.А., Семенов А.П. Современные способы изготовления астрономических и космических зеркал // Фотоника. 2015. № 3 (51). С. 62-79.

6. Комаров В.А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // Онтология проектирования. 2017. Т. 7, № 2 (24). С. 191-206. DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206

7. Биткин В.Е., Денисов А.В., Жидкова О.Г. Технологический комплекс для изготовления силовых и высокоточных размеростабильных элементов конструкций интегрального типа из волокнистых композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2014. № 1 (133). С. 18-23.

8. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.

9. Аристов В.Ф., Халиманович В.И., Миронович В.В., Ислентьева Т.А., Гуров Д.А. Цианат-эфирные связующие в аэрокосмической отрасли. Каталитические свойства органометаллических комплексов и солей диазония с комплексными анионами в отверждении цианат-эфирных связующих // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. 2013. № 2 (48). С. 159-165.

10. Комков М.А., Тарасов В.А. Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения: уч. пособие. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 431 с.

11. Vasiliev V.V., Morozov E.V. Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements. Elsevier, 2013. 816 p.

12. Молодцов Г.А., Биткин В.Е., Симонов В.Ф., Урмансов Ф.Ф. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 2000. 352 с.

13. Биткин В.Е., Жидкова О.Г., Денисов А.В., Бородавин А.В., Митюшкина Д.В., Родионов А.В., Нонин А.С. Математическое моделирование напряжённо-деформированного состояния размеростабильных композитных элементов конструкций оптических телескопов с помощью метода конечных элементов // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. 2016. Т. 20, № 4. С. 707-729. DOI: 10.14498/vsgtu1514

14. Полилов А.Н., Татусь Н.А. Критерии прочности полимерных волокнистых композитов, описывающие некоторые экспериментально наблюдаемые эффекты // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2008. № 3. С. 103-109.

15. Комаров В.А., Кишов Е.А., Чарквиани Р.В., Павлов А.А. Расчётно-экспериментальный анализ прочности изделий из тканевого эпоксидного углепластика // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 2. С. 106-112. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112

16. Стрижало В.А., Земцов М.П. Жёсткость и прочность слоистых углепластиков при одноосном нагружении // Проблемы прочности. 2001. № 6. С. 61-71.

17. Гуняев Г.М., Сорина Т.Г., Хорошилова И.П., Румянцев А.Ф. Конструкционные эпоксидные углепластики // Авиационная промышленность. 1984. № 12. С. 41-45.

18. ГОСТ 25.601-80. Расчёты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания плоских образцов на растяжение при нормальной, повышенной и пониженной температурах. М.: Издательство стандартов, 1980. 14 с.

19. ГОСТ 25.602-80. Расчёты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания на сжатие при нормальной, повышенной и пониженной температурах. М.: Издательство стандартов, 1980. 18 с.

20. ГОСТ Р 50578-93. Материалы композиционные полимерные. Метод испытания на сдвиг перекашиванием пластин. М.: Издательство стандартов, 1993. 15 с.

CHOICE OF MATERIALS FOR PRODUCING DIMENSIONALLY STABLE LOAD-CARRYING STRUCTURES

© 2018

- V. E. Bitkin** First Deputy General Director, General Designer for Measuring Systems; LLC Special Development and Technology Bureau Plastik, Syzran, Russian Federation; gksi@sktb-plastik.ru
- O. G. Zhidkova** Deputy General Designer for Scientific Research; LLC Special Development and Technology Bureau Plastik, Syzran, Russian Federation; opriokr-prg@sktb-plastik.ru
- V. A. Komarov** Doctor of Science (Engineering), Professor; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vkomarov@ssau.ru

The article deals with the problems of choosing materials for producing dimensionally stable load-carrying structures of space optical electronic complexes. Physical and mechanical properties of successfully applied and promising composite materials obtained by theoretical and experimental

research are presented. A comparative analysis of properties of carbon-filled plastics is given according to the percentage of filler content in a composite matrix and the elastic modulus of carbon fiber. Experimental data related to the properties of carbon-filled plastics based on various fibers are presented. The dependence of the temperature coefficient of linear expansion (TCLE) of various carbon-filled plastics with unidirectional and quasi-isotropic structures is studied theoretically and experimentally. The stability of TCLE is shown to be approximately equal to $1 \cdot 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$ in the area with 50-60% volume filler content. The TCLEs and elastic moduli of carbon-filled plastics and optical glasses of telescope elements are compared. The task of developing a composite material with a TCLE value characteristic of titanium alloys is discussed. Recommendations for applying the analyzed composite materials in the development of dimensionally stable space structures are given.

Composite materials; structures; dimensional stability; carbon fiber; epoxy binder; carbon-filled plastics; design.

Citation: Bitkin V.E., Zhidkova O.G., Komarov V.A. Choice of materials for producing dimensionally stable load-carrying structures. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 100-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-100-117

References

1. Testoedov N.A., Dvirniy G.V., Permyakov M.Yu. Temperature deformation value definition of size stable reflectors. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetneva*. 2011. No. 2 (35). P. 67-71. (In Russ.)
2. Popov N.N., Filonov A.S., Dontsov G.A. Vursol A.V., Rodimkina E.Yu., Matveev D.S. Structural materials of optical modules for Earth's remote sensing. *Izvestia vuzov «Geodesy and aerophotography»*. 2012. No. 5. P. 101-105. (In Russ.)
3. Alieva S.G., Al'tman M.B., Ambartsumyan S.M. *Promyshlennyye alyuminievyye splavy* [Industrial aluminum alloys]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1984. 527 p.
4. Chechulin B.B., Ushkov S.S., Razuvaeva I.N., Gol'dfayn V.N. *Titanovyye splavy v mashinostroyeni* [Titanium alloys in mechanical engineering]. Leningrad: Mashinostroyeniye Publ., 1977. 248 p.
5. Abdulkadyrov M., Semenov A. Modern ways of production of astronomical and space mirrors. *Photonics*. 2015. No. 3 (51). P. 62-79. (In Russ.)
6. Komarov V.A. Theoretical basis for design of load-bearing structures produced using additive technologies. *Ontology of Designing*. 2017. V. 7, no. 2 (24). P. 191-206. DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206. (In Russ.)
7. Bitkin V.E., Denisov A.V., Zhidkova O.G., Bitkina O.V. Technological complex for manufacturing of high-precision dimensionally stable composite elements of structures of integrated type. *Composite Materials Constructions*. 2014. No. 1 (133). P. 18-23. (In Russ.)
8. Vasil'ev V.V. *Mekhanika konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* [Mechanics of structures made of composite materials]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 272 p.
9. Aristov V.F., Khalimanovich V.I., Mironovich V.V., Isentyeva T.A., Gurov D.A. Cyanate ester coupling agents in aerospace industry. Catalytic properties of organometallic complexes and diazonium salts with complex anions in the curing reaction of cyanate ester coupling agents. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetneva*. 2013. No. 2 (48). P. 159-165. (In Russ.)
10. Komkov M.A., Tarasov V.A. *Tekhnologiya namotki kompozitnykh konstruksiy raket i sredstv porazheniya: uch. posobie* [Winding procedures for composite space rocket structures]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2011. 431 p.
11. Vasiliev V.V., Morozov E.V. *Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements*. Elsevier, 2013. 816 p.
12. Molodtsov G.A., Bitkin V.E., Simonov V.F., Urmansov F.F. *Formostabil'nyye intellektual'nyye konstruksii iz kompozitsionnykh materialov* [Size-stable and smart composite structures]. Moscow: Mashinostroyeniye Publ., 2000. 352 p.

13. Bitkin V.E., Zhidkova O.G., Denisov A.V., Borodavin A.V., Mityushkina D.V., Rodionov A.V., Nonin A.S. Mathematical simulation for strain-stress state of optical telescope stable-size composite elements with finite-element method. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Seriya: Fiziko-matematicheskie nauki*. 2016. V. 20, no. 4. P. 707-729. DOI: 10.14498/vsgtu1514. (In Russ.)
14. Polilov A.N., Tatous N.A. FRP strength criteria for some experimental effects substantiation. *Engineering and Automation Problems*. 2008. No. 3. P. 103-109. (In Russ.)
15. Komarov V.A., Kishov E.A., Charkviani R.V., Pavlov A.A. Numerical and experimental study of the strength of fabric carbon-epoxy composite structures. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 2. P. 106-112. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112. (In Russ.)
16. Strizhalo V.A., Zemtsov M.P. Rigidity and Strength of Laminated Carbon Plastics under Uniaxial Loading. *Strength of Materials*. 2001. V. 33, Iss. 6. P. 548-555. DOI: 10.1023/A:1014126822257
17. Gunyaev G.M., Sorina T.G., Khoroshilova I.P., Rumyantsev A.F. Structural carbon-epoxy composites. *Aviation Industry*. 1984. No. 12. P. 41-45. (In Russ.)
18. GOST 25.601-80. Design calculation and strength testings. Methods of Mechanical testing of Polymeric Composite Materials Test for Tensile Properties on Plane Specimens at Normal, Elevated and Low Temperatures. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1980. 14 p. (In Russ.)
19. GOST 25.602-80. Design calculation and strength testings. Methods of Mechanical testing of Polymeric Composite Materials. Test for Compression Properties at normal, elevated and low temperatures. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1980. 18 p. (In Russ.)
20. GOST R 50578-93. Polymer composites. Plate distortion shear test. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1993. 15 p. (In Russ.)

ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ И СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ ЗУБЧАТЫХ КОЛЁС

© 2018

В. С. Вакулюк доктор технических наук, профессор кафедры сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vak.v.s@yandex.ru

Ю. П. Ковалкин кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sopromat@ssau.ru

В. П. Сазанов кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sazanow@mail.ru

В. К. Шадрин кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; shadrinvk@gmail.com

Механическим методом определены остаточные напряжения в опасном сечении зубчатых колёс, изготовленных из материала и по технологиям, принятым в авиационном двигателестроении. Изучено влияние на остаточные напряжения способа изготовления зубчатых колёс, химико-термической обработки, упрочнения и покрытия. Существующие технологии изготовления зубчатых колёс приводят к значительному рассеиванию остаточных напряжений, особенно после химико-термической обработки. Поэтому в каждой партии деталей результаты подвергались статистической обработке и на эпюрах остаточных напряжений приведены средние значения. Показана возможность получения распределения остаточных напряжений в опасном сечении зуба шестерни по первоначальным деформациям образца-свидетеля, что позволяет сохранить исследуемую деталь. В качестве образца-свидетеля использовалась пластина, изготовленная из того же материала, что и зубчатое колесо, и прошедшая упрочняющие технологические операции вместе с исследуемой деталью. Изучено влияние остаточных напряжений на сопротивление усталости зубчатых колёс по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений, который учитывает как величину, так и характер распределения остаточных напряжений в опасном сечении зубчатых колёс.

Зубчатые колёса; образец-свидетель; первоначальные деформации; остаточные напряжения; сопротивление усталости.

Цитирование: Вакулюк В.С., Ковалкин Ю.П., Сазанов В.П., Шадрин В.К. Остаточные напряжения и сопротивление усталости зубчатых колёс // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 118-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-118-127

Введение

Технологические остаточные напряжения, возникающие в поверхностном слое деталей с концентраторами в процессе их изготовления, оказывают существенное влияние на сопротивление усталости. К таким деталям, в частности, относятся зубчатые колёса авиационных газотурбинных двигателей, входящие в состав редукторов (коробки моторных и самолётных агрегатов, редукторы турбовинтовых двигателей). В ходе исследований рассматривалось влияние сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое впадин зубчатых колёс на приращение предела выносливости при изгибном нагружении.

Зубчатые колёса изготавливались из материала 12Х2Н4А по стандартной технологии, принятой в авиационном двигателестроении. Зубья имели эвольвентный профиль, у их основания – поднутрение в форме удлинённой гипоциклоиды (рис. 1), сделанное для выхода инструмента в процессе шлифования боковой поверхности с целью повышения кинематической точности зубчатой передачи. На рис. 1 показано опасное сечение А – А зуба шестерни, там где зарождается и развивается трещина усталости.

Постановка задачи

Наиболее точно влияние остаточных напряжений на предел выносливости деталей с концентраторами напряжений оценивается по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений [1-4]:

$$\bar{\sigma}_{ост} = \frac{2}{\pi} \cdot \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi, \quad (1)$$

где $\sigma_z(\xi)$ – осевые ($\sigma_\varphi(\xi)$ – меридиональные для зубчатых колёс) остаточные напряжения в опасном сечении детали по толщине поверхностного слоя y ; $\xi = \frac{y}{t_{кр}}$ – расстояние от поверхности опасного сечения детали до текущего слоя, выраженное в долях $t_{кр}$; $t_{кр}$ – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей в опасном сечении упрочнённой детали при работе на пределе выносливости.

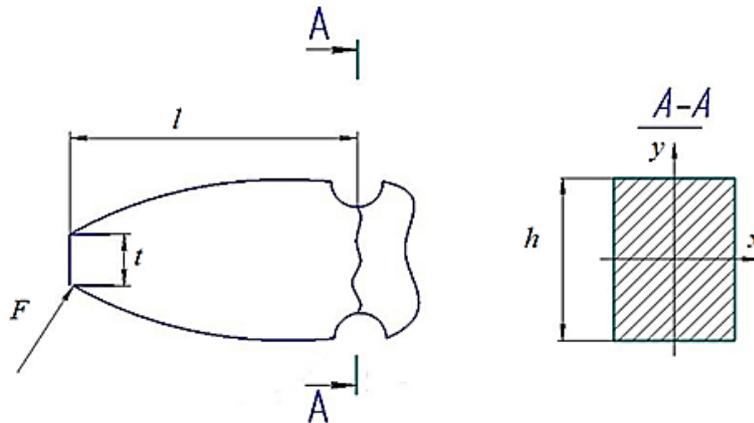


Рис. 1. Схема нагружения зуба и опасное сечение

Использование критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ требует знания достаточно точного распределения остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя деталей в опасных сечениях, так как характер распределения остаточных напряжений оказывает существенное влияние на предел выносливости [4]. Из всего разнообразия методов определения остаточных напряжений только механические методы [5] дают возможность получения распределения остаточных напряжений по толщине упрочнённого слоя. Недостатком механических методов является разрушение исследуемой детали при вырезке образцов, а также решение трудоёмкой задачи определения связи между перемещениями (деформациями) образцов при удалении слоёв и остаточными напряжениями.

Остаточные напряжения зубчатых колёс

Меридиональные σ_φ остаточные напряжения во впадинах зубчатых колёс определялись по методике, изложенной в [6;7]. Исследовалось влияние различной технологии изготовления зубчатых колёс на распределение остаточных напряжений в опасном сечении впадин шестерён. В табл. 1 приведены варианты технологического цикла и номера партий.

Основная масса образцов подвергалась химико-термической обработке, включающей в себя цементацию на глубину 1,0-1,3 мм при температуре 925°C в течение 7 часов; нормализацию при температуре 870°C в течение 50-60 минут; высокий отпуск при температуре 650°C в течение 4-5 часов; закалку в масле при температуре 790°C в течение 30-35 минут и низкий отпуск при температуре 150°C в течение 2 часов. Подобная технология создаёт в поверхностном слое мартенситную структуру с высокой твёрдостью 60-63 HRC, повышающую износостойкость боковых поверхностей зубьев зубчатых колёс.

Таблица 1. Варианты технологии изготовления партий зубчатых колёс

№ партии	Количество образцов	Модуль, число зубьев, угол зацепления, α°	Технология изготовления
1	9	3, 25, 25	долбление
2	28	то же	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка, шлифование, оксидирование, обдувка дробью
3	24	то же	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка, шлифование, оксидирование
4	11	то же	долбление, термообработка, пескоструйная обработка
5	10	то же	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка, шлифование
6	18	то же	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка, шлифование, оксидирование, упрочнение микрошариками
7	33	2, 37, 20	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка, шлифование, оксидирование, обдувка дробью
8	12	3, 25, 25	фрезерование
9	12	то же	фрезерование, термообработка
10	10	то же	фрезерование, термообработка, пескоструйная обработка

Наблюдалось существенное рассеяние остаточных напряжений в пределах каждой партии шестерён, поэтому в каждой партии исследовалось по 10-25 деталей, результаты подвергались статистической обработке [8], на эпюрах остаточных напряжений (рис. 2, а) показаны средние значения.

Сравнение двух способов формообразования зубьев (долбление, партия 1 и фрезерование, партия 8) показывает, что фрезерование приводит к более высоким по величине сжимающим остаточным напряжениям (рис.2, а). Однако в обоих случаях остаточные напряжения малы и имеют наибольший в сравнении с другими партиями шестерён коэффициент вариации.

После химико-термической обработки сжимающие остаточные напряжения значительно увеличиваются (партия 9) (рис.2, б) и существенно снижается их рассеяние.

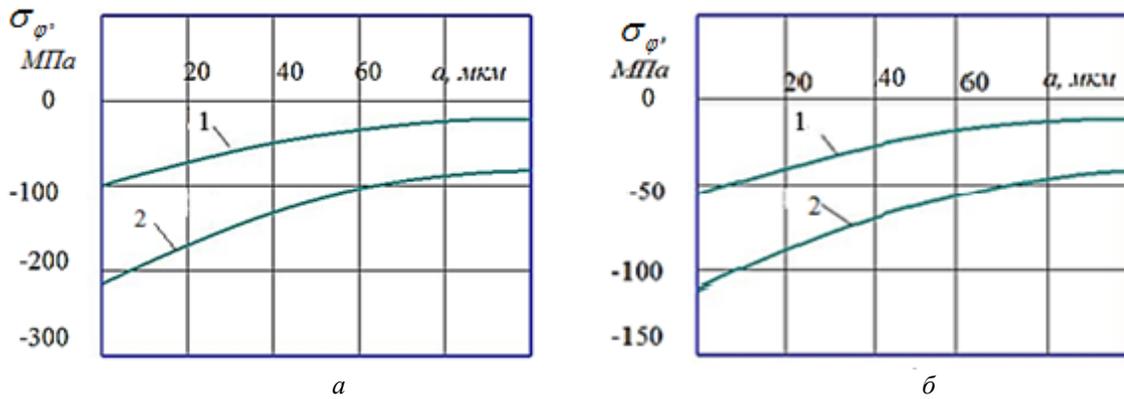


Рис. 2. Остаточные напряжения в поверхностном слое впадин зубчатых колёс:
 а – 1 – партия 1, 2 – партия 8; б – 1 – партия 8, 2 – партия 9

Последующая за химико-термической обработкой обдувка металлическим песком, применяемая в качестве зачистной операции для удаления окалины, приводит к резкому увеличению сжимающих остаточных напряжений во впадинах шестерён (партии 10, 4) (рис. 3, а). Однако наряду с ростом остаточных напряжений происходит существенное увеличение их рассеяния. Это связано, по-видимому, с тем, что пескоструйная обработка является ручной нерегламентированной операцией. Следует отметить, что большое рассеяние остаточных напряжений не устраняется последующими операциями. Это указывает на необходимость регламентации операции обдувки металлическим песком.

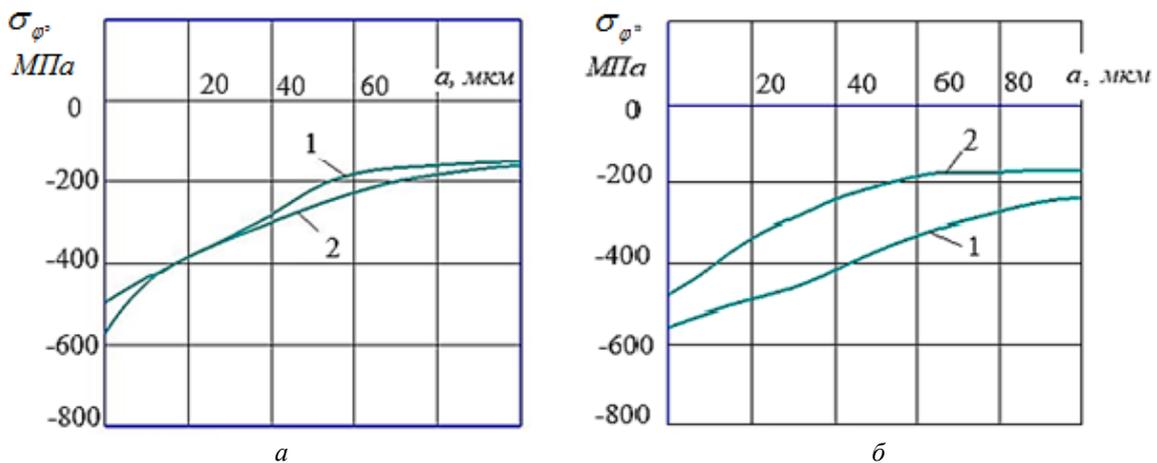


Рис. 3. Остаточные напряжения в поверхностном слое впадин зубчатых колёс:
 а – 1 – партия 4, 2 – партия 10; б – кривая 1 – партия 2, 2 – партия 5

Упрочнение дробью рабочей поверхности профиля зуба позволяет повысить сжимающие остаточные напряжения во впадинах шестерён (партия 2 в сравнении с партией 5, рис. 3, б), коэффициент вариации также увеличивается. Обращает на себя внимание относительно небольшой прирост сжимающих остаточных напряжений (около 20%), средний уровень которых ниже уровня напряжений, характерных для исследуемого материала после аналогичного режима обдувки дробью [9].

Высокое рассеяние и небольшой относительный прирост сжимающих остаточных напряжений можно объяснить тем, что дробь попадает на дно впадины в основном не по нормали, а по касательной после отскока от рабочей поверхности профиля зуба. Подобное объяснение находит своё подтверждение и в работе [10]. Для создания больших сжимающих остаточных напряжений на дне впадины, определяющих сопротивление усталости зуба при изгибе, следует усовершенствовать существующую обработку дробью или ввести в технологический процесс специальную упрочняющую обработку дна впадин шестерён.

Упрочнение шестерён микрошариками на ротационной установке УСМ-1 (диаметр шариков – 0,1-0,315 мм, число оборотов ротора – 2600 об/мин, время обработки – 4 мин) даёт примерно такой же эффект, что и упрочнение дробью (партии 1 и 7 в сравнении с 1 и 6).

Применение покрытия шестерён – оксидирования (партия 3 по сравнению с партией 5) практически не изменяет остаточных напряжений в поверхностном слое впадин (рис. 4).

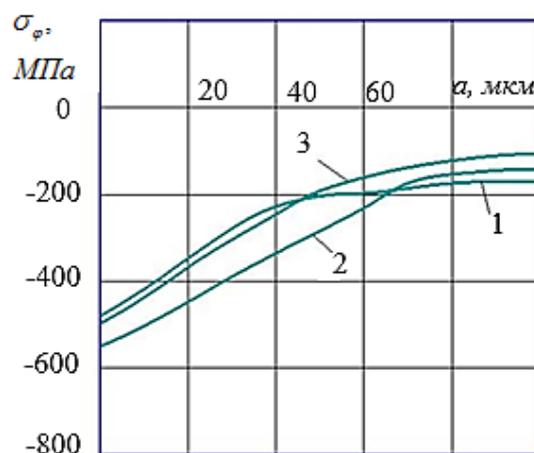


Рис. 4. Остаточные напряжения в поверхностном слое впадин зубчатых колёс: 1 – партия 3, 2 – партия 6, 3 – партия 5

Остаточные напряжения по первоначальным деформациям образца-свидетеля

Для сохранения исследуемой детали исследовалась возможность применения расчётно-экспериментального метода [11] определения остаточных напряжений в деталях с концентраторами по первоначальным деформациям образца-свидетеля, обработанного одновременно с деталями, с использованием конечно-элементного моделирования. В качестве образца-свидетеля использовалась пластина, изготовленная из того же материала, что и зубчатое колесо, и прошедшая упрочняющие технологические операции вместе с исследуемой деталью.

Расчёт остаточного напряжённого состояния во впадинах зубьев шестерён выполнен методом конечно-элементного моделирования с использованием САЕ-системы PATRAN/NASTRAN [11;12]. Методика расчёта основана на предположении, что применяемый для контроля технологической операции упрочнения образец-свидетель (пластина) и исследуемая деталь (зубчатое колесо) получают одинаковые первоначальные деформации. Вначале на модели пластины были определены первоначальные де-

формации, где в качестве исходных данных использовалась расчётно-экспериментальная зависимость остаточных напряжений по толщине упрочнённого слоя образца-свидетеля $\sigma_z = f(a)$ (рис. 5). Затем на модели зубьев колеса уже с использованием в качестве исходных данных первоначальных деформаций были определены остаточные напряжения во впадинах зуба колеса.

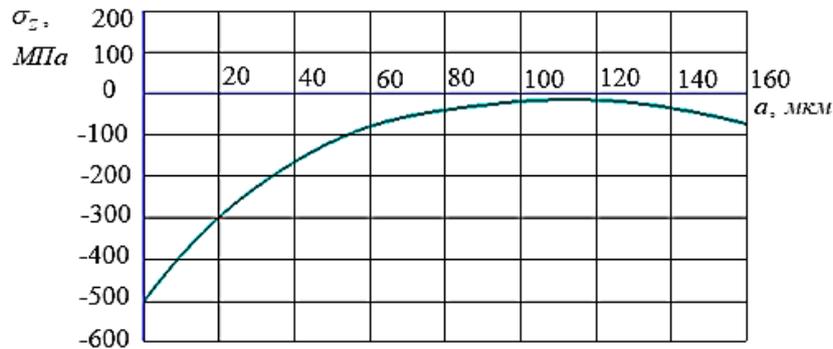


Рис. 5. Остаточные напряжения образца-свидетеля

На рис. 6 показано распределение остаточных напряжений, полученное по первоначальным деформациям образца-свидетеля.

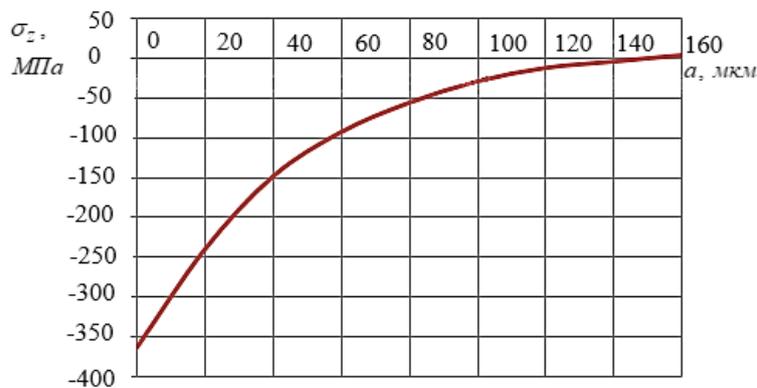


Рис. 6. Распределение остаточных напряжений в опасном сечении впадины зубчатого колеса

Определение предела выносливости

Влияние остаточных напряжений во впадинах зубчатых колёс на приращение предела выносливости $\Delta\sigma_R$ проводилось по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [1;4;11] по формуле

$$\Delta\sigma_R = \psi_\sigma |\sigma_{ост}|, \tag{2}$$

где $\bar{\psi}_\sigma$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$, определяемого по формуле (1). Через $t_{кр}$ обозначена максимально возможная глубина нераспространяющейся усталостной трещины, возникающей при работе детали на пределе выносливости, которая в настоящем исследовании рассчитывалась по зависимости [2]

$$t_{кр} = 0,0216h = 0,0216 \cdot 6,2 = 0,134 \text{ мм},$$

где $h = 6,2$ мм – размер опасного сечения зуба шестерни в месте образования и развития усталостной трещины (рис. 1).

С целью оценки влияния технологии изготовления зубчатых колёс на предел выносливости были проведены испытания на усталость при отнулевом положительном цикле; база испытаний – 3×10^6 циклов нагружения.

Испытания осуществлялись по методу «лестницы» [8], позволяющему при сравнительно небольшом количестве образцов определить среднее значение предела выносливости σ_R и его среднеквадратичное отклонение. Результаты испытаний на усталость и значения среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ приведены в табл. 2, где σ_α – амплитудное значение предела выносливости, которое при отнулевом цикле нагружения определяется как $\sigma_R / 2$.

Таблица 2. Значения среднеинтегральных остаточных напряжений в поверхностном слое впадин зубчатых колёс и результаты испытаний на усталость

№ партии	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	σ_R , МПа	σ_α , МПа	$\Delta\sigma_R$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$
1	-22,9	572	286	—	—
2	-285	866	433	147	0,516
3	-195	778	389	103	0,528
4	-214	844	422	136	0,636
5	-185	775	388	102	0,551
6	-221	858	429	143	0,647

В соответствии с формулой (2) коэффициент влияния поверхностного упрочнения $\bar{\psi}_\sigma$ на предел выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений определялся в виде отношения $\Delta\sigma_R / |\bar{\sigma}_{ост}|$. Из данных табл. 2 следует, что среднее значение коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$ составляет 0,566, что соответствует величине этого коэффициента для образцов и деталей с аналогичной концентрацией напряжений [4].

Выводы

Зубчатые колёса, изготовленные по стандартной технологии, принятой в авиационном двигателестроении, имеют у поверхности дна впадин сжимающие остаточные напряжения, оказывающие положительное влияние на увеличение предела выносливости. Уровень остаточных напряжений характеризуется большим рассеянием, что связано с присутствием в технологическом цикле ручных нерегламентируемых операций (обдувка металлическим песком для удаления окалины после химико-термической обработки). Целесообразно регламентировать эту операцию посредством механизации.

С увеличением критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ предел выносливости зубчатых колёс увеличивается. Среднее значение коэффициента влияния поверхностного упрочнения $\bar{\psi}_\sigma$ на предел выносливости исследованных партий шестерён составляет 0,566.

Библиографический список

1. Павлов В.Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 1986. № 8. С. 29-32.
2. Павлов В.Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 1988. № 8. С. 22-26.
3. Павлов В.Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение II. Полые детали // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 1988. № 12. С. 37-40.
4. Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Вакулюк В.С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. 125 с.
5. Иванов С.И. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок // Сб. трудов «Остаточные напряжения». Вып. 53. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1971. С. 32-42.
6. Иванов С.И., Трофимов Н.Г., Шатунов М.П., Ермолаев В.М., Ковалкин Ю.П., Фрейдин Э.И. Способ определения остаточных напряжений в шестернях: авторское свидетельство СССР № 1439380; опубл. 23.11.1988; бюл. № 43.
7. Шатунов М.П., Ковалкин Ю.П. Применение метода конечных элементов для определения остаточных напряжений во впадинах шестерён. Деп. в ВНИИТЭМР, 1986. № 301. 27 с.
8. Степнов М.Н. Статистическая обработка результатов механических испытаний. М.: Машиностроение, 1972. 232 с.
9. Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И., Волков В.И. Технологические способы повышения надёжности и ресурса деталей газотурбинных двигателей // Сборник статей «Новые технологические процессы и надёжность ГТД». Вып. 3. М.: ЦИАМ, 1975. С. 12.
10. Туровский М.Л., Шифрин И.М. Концентрация напряжений в поверхностном слое цементованной стали // Вестник машиностроения. 1970. № 11. С. 37-40.
11. Вакулюк В.С., Кирпичёв В.А., Павлов В.Ф., Сазанов В.П. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов с концентраторами напряжений // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2013. Т. 17, № 1 (54). С. 45-49.
12. Сазанов В.П., Чирков А.В., Самойлов В.А., Ларионова Ю.С. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 3 (27), ч. 3. С. 171-174.

RESIDUAL STRESSES AND FATIGUE RESISTANCE OF TOOTHED WHEELS

© 2018

- V. S. Vakulyuk** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Strength of Materials;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
vak.v.s@yandex.ru
- Yu. P. Kovalkin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Strength of Materials;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sopromat@ssau.ru
- V. P. Sazanov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Strength of Materials;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sazanow@mail.ru
- V. K. Shadrin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Strength of Materials;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
shadrinvk@gmail.com

Residual stresses in the dangerous section of toothed wheels made of materials and according to practices accepted in aviation engine construction have been determined using a mechanical method. The influence of the technology of manufacturing of toothed wheels, thermo-chemical treatment, hardening and coating on the residual stresses has been examined. Current technologies of manufacturing toothed wheels lead to significant dispersion of residual stresses, especially after thermo-chemical treatment. Therefore, the results have been statistically processed for each batch of parts and the average values are shown on the residual stress diagrams. We demonstrate the possibility of determining residual stress distribution in the dangerous section of a wheel tooth by the initial deformations of the reference specimen, which makes it possible to keep the part under examination unimpaired. A plate made of the same material as the toothed wheel and hardened simultaneously with the part under examination was used as a reference specimen. The influence of residual stresses on the fatigue resistance of toothed wheels by the average integral residual stresses criterion that takes into account both the value of residual stresses and the nature of their distribution in the dangerous section of toothed wheels was examined.

Toothed wheels; reference specimen; initial deformations; residual stresses; fatigue resistance.

Citation: Vakulyuk V.S., Kovalkin Yu.P., Sazanov V.P., Shadrin V.K. Residual stresses and fatigue resistance of toothed wheels. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 118-127.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-118-127

References

1. Pavlov V.F. On connection between residual stresses and the endurance limit under bending in stresses concentration conditions. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1986. No. 8. P. 29-32. (In Russ.)
2. Pavlov V.F. Influence of a value and a distribution of residual stresses in the surface layer of a part with a concentrator on the endurance limit. Report 1. Solid parts. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1988. No. 8. P. 22-26. (In Russ.)
3. Pavlov V.F. The influence of a value and a distribution of residual stresses in the surface layer of a part with a concentrator on the endurance limit. Report II. Hollow parts. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1988. No. 12. P. 37-40. (In Russ.)
4. Pavlov V.F., Kirpichev V.A, Vakulyuk V.S. *Prognozirovanie soprotivleniya ustalosti poverkhnostno uprochnennykh detaley po ostatochnym napryazheniyam* [Prediction of fatigue

strength of surface hardened components by residual stresses]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2012. 125 p.

5. Ivanov S.I. K opredeleniyu ostatochnykh napryazheniy v tsilindre metodom kolets i polosok. *Sb. trudov «Ostatochnye napryazheniya»*. Iss. 53. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1971. P. 32-42. (In Russ.)

6. Ivanov S.I., Trofimov N.G., Shatunov M.P., Ermolaev V.M., Kovalkin Yu.P., Freydin E.I. *Sposob opredeleniya ostatochnykh napryazheniy v shesternyakh* [Method of measuring residual stresses in gears]. Author's certificate, USSR, no. 1439380, 1988. (Publ. 23.11.1988, bull. no. 43)

7. Shatunov M.P., Kovalkin Yu.P. Primenenie metoda konechnykh elementov dlya opredeleniya ostatochnykh napryazheniy vo vpadinakh shesteren. Dep. v VNIITEMR, 1986. no. 301. 27 p. (In Russ.)

8. Stepnov M.N. *Statisticheskaya obrabotka rezul'tatov mekhanicheskikh ispytaniy* [Statistical analysis of results of mechanical tests]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1972. 232 p.

9. Kuznetsov N.D., Tseytlin V.I., Volkov V.I. Tekhnologicheskie sposoby povysheniya nadezhnosti i resursa detaley gazoturbinnnykh dvigateley. *Sb. statey «Novye tekhnologicheskie protsessy i nadezhnost' GTD»*. Vyp. 3. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 1975. P. 12. (In Russ.)

10. Turovskii M.L., Shifrin I.M. Stress concentration in the surface layer of cemented steel. *Vestnik Mashinostroeniya*. 1970. No. 11. P. 37-40. (In Russ.)

11. Vakulyuk V.S., Kirpichev V.A., Pavlov V.F., Sazanov V.P. Forecasting the limits of endurance surface hardening of specimens with stress. *Vestnik UGATU*. 2013. V. 17, no. 1 (54). P. 45-49. (In Russ.)

12. Chirkov A.V., Sazanov V.P., Samoylov V.A., Larionova Y.S. Modeling of redistribution of residual stresses in the cylindrical specimens after advancing surface plastic forming. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3 (27), part 3. P. 171-174. (In Russ.)

СВЯЗЬ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОЦИКЛОВОЙ И МНОГОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ С ОСТАТОЧНЫМИ НАПРЯЖЕНИЯМИ

© 2018

А. С. Злобин аспирант кафедры сопротивления материалов;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
as.zlobin@mail.ru

Рассмотрены зависимости характеристик малоциклового и многоциклового усталости от критерия среднеинтегральных остаточных напряжений. Обозначена существенная роль данных характеристик в обеспечении надёжности авиационной техники. Исследование проводилось для болтов М6 из титанового сплава ВТ6 при различных способах наведения остаточных напряжений. Во всех случаях зависимости носят квадратичный характер. Дальнейший анализ показал, что при изменении остаточных напряжений между приращениями циклической долговечности и предельной амплитудой цикла существует линейная зависимость. Данный вывод справедлив для всех рассмотренных способов наведения остаточных напряжений. Указанные приращения являются линейными функциями от критерия среднеинтегральных остаточных напряжений. Приведена методика определения приращения предельной амплитуды цикла с использованием критерия среднеинтегральных остаточных напряжений. Особое внимание уделено способу нахождения коэффициента влияния остаточных напряжений на предельную амплитуду цикла при постоянном среднем напряжении. Обоснован подход к определению приращения циклической долговечности по известному значению приращения предельной амплитуды цикла, определяемому с использованием критерия среднеинтегральных остаточных напряжений.

Остаточные напряжения; малоцикловая усталость; многоцикловая усталость; циклическая долговечность; предельная амплитуда цикла; резьбовая деталь; упрочнение.

Цитирование: Злобин А.С. Связь характеристик малоциклового и многоциклового усталости резьбовых деталей с остаточными напряжениями // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 128-136. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-128-136

Введение

Резьбовые соединения являются типичными элементами авиационных конструкций. В практике эксплуатации авиационной техники встречаются разрушения резьбовых соединений, приводящие к выходу из строя узлов.

Анализ отказов соединений ряда отечественных двигателей показывает, что наиболее часто разрушения происходят в резьбовых соединениях опор, коробок отбора мощности, редукторов, а также в агрегатах и элементах крепления коммуникаций масляных и топливных систем. В таких узлах соединения подвержены воздействию значительных постоянных и переменных усилий, а разрушения имеют главным образом усталостный характер [1].

Поэтому важной является задача обеспечения и повышения надёжности резьбовых деталей, особенно их долговечности (как одного из основных свойств надёжности).

При воздействии переменных нагрузок долговечность, как правило, определяется характеристиками сопротивления усталости: циклической долговечностью N (в области малоциклового усталости) и предельной амплитудой цикла σ_{Ra} (в области многоциклового усталости). Поэтому при разработке авиационных конструкций должны проводиться достоверные оценки данных характеристик, учитывающие весь комплекс условий работы, а также технологическую наследственность (особенности изготовления) деталей.

На практике для повышения характеристик сопротивления усталости (соответственно и надёжности) широко применяется метод поверхностного упрочнения деталей. Наибольший эффект от его использования достигается в условиях концентрации напряжений (характерной для резьбовых соединений) с учётом того, что разрушение происходит, как правило, в местах нарушения призматической формы. Таким образом, возникает необходимость установить связь между остаточными напряжениями и сопротивлением усталости для указанной группы деталей.

Задача исследования

В настоящее время поставленная задача с большой степенью успеха решена в области многоциклового усталости [2-7]. Разработана методика прогнозирования сопротивления усталости деталей с остаточными напряжениями, позволяющая определить предельную амплитуду цикла σ_{Ra} с использованием критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ocm}$. С точки зрения физического смысла данный критерий представляет собой остаточные напряжения на дне трещины с точностью до постоянного коэффициента, зависящего от радиуса у дна трещины и её глубины.

В этом случае предельная амплитуда цикла для детали с остаточными напряжениями определяется по формуле

$$\sigma_{Ra} = \sigma_{Ra}^0 - \bar{\psi}_{\sigma}^{(m)} \bar{\sigma}_{ocm}, \quad (1)$$

где σ_{Ra} – предельная амплитуда цикла для детали с остаточными напряжениями; σ_{Ra}^0 – предельная амплитуда цикла для детали без остаточных напряжений; $\bar{\psi}_{\sigma}^{(m)}$ – коэффициент влияния остаточных напряжений на предельную амплитуду цикла при среднем напряжении σ_m .

Из (1) следует выражение для определения приращения $\Delta\sigma_{Ra}$ предельной амплитуды цикла:

$$\Delta\sigma_{Ra} = \bar{\psi}_{\sigma}^{(m)} \left| \bar{\sigma}_{ocm} \right|. \quad (2)$$

В свою очередь, критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ocm}$ определяется по формуле [2]

$$\bar{\sigma}_{ocm} = \frac{2}{\pi} \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi, \quad (3)$$

где $\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в наименьшем сечении детали с концентратором; $\xi = \frac{y}{t_{кр}}$ – расстояние от дна концентратора до текущего слоя, выраженное в долях $t_{кр}$; $t_{кр}$ – критическая глубина нераспространяющейся усталостной трещины, возникающей при работе деталей на пределе выносливости [6].

Использование зависимости (2) для определения приращения предела выносливости деталей с остаточными напряжениями показало хорошее совпадение с экспериментальными данными. Поэтому возникла задача поиска возможности распространения данного подхода на область малоциклового усталости.

Результаты исследования

В работе [8] показано, что при постоянном среднем напряжении цикла σ_m для резьбовых деталей существует квадратичная зависимость (рис. 1) между циклической долговечностью N и критерием среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$, уровень которых, в свою очередь, определялся способом формирования резьбы.

Дальнейший анализ результатов испытаний [9] на многоцикловую усталость болтов М6 из сплава ВТ16 показал, что зависимость между предельной амплитудой цикла σ_{Ra} и критерием среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ также носит квадратичный характер при постоянном среднем напряжении цикла σ_m (рис. 2).

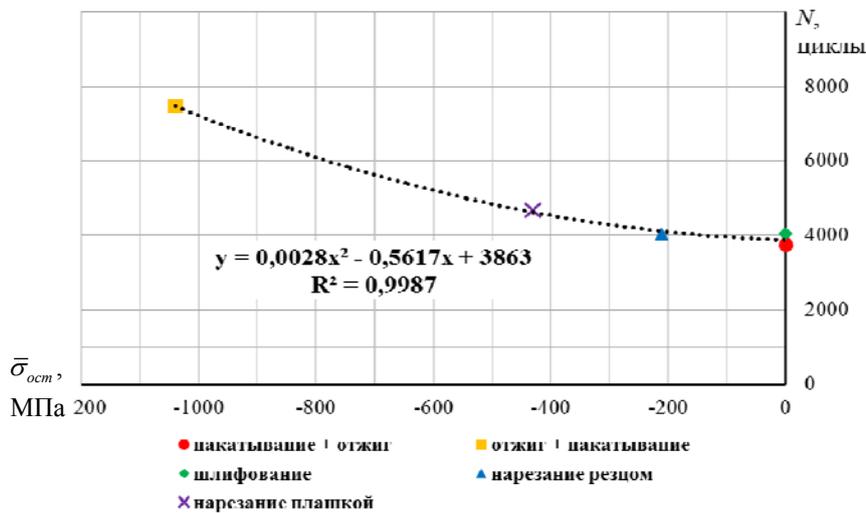


Рис. 1. Зависимость циклической долговечности $N(y)$ болтов М6 из сплава ВТ16 от критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}(x)$ при различных способах формирования резьбы и среднем напряжении цикла $\sigma_m = 350$ МПа

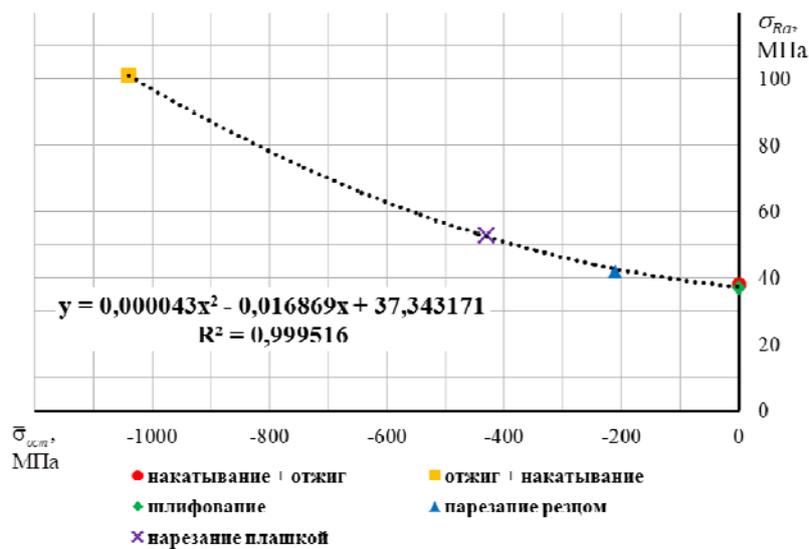


Рис. 2. Зависимость предельной амплитуды цикла $\sigma_{Ra}(y)$ болтов М6 из сплава ВТ16 от критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}(x)$ при различных способах формирования резьбы и среднем напряжении цикла $\sigma_m = 350$ МПа

Таким образом, на основании проведённых исследований [8; 9] получаем зависимости для циклической долговечности N и предельной амплитуды σ_{Ra} следующего вида:

$$\begin{aligned} N(\bar{\sigma}_{ocm}) &= a_N \bar{\sigma}_{ocm}^2 + b_N \bar{\sigma}_{ocm} + c_N; \\ \sigma_{Ra}(\bar{\sigma}_{ocm}) &= a_\sigma \bar{\sigma}_{ocm}^2 + b_\sigma \bar{\sigma}_{ocm} + c_\sigma, \end{aligned} \quad (4)$$

где $a_N, b_N, c_N, a_\sigma, b_\sigma, c_\sigma$ – некоторые константы.

Тогда для приращений циклической долговечности ΔN и предельной амплитуды цикла $\Delta \sigma_{Ra}$ получим линейные функции:

$$\begin{aligned} \Delta N &= \frac{dN(\bar{\sigma}_{ocm})}{d\bar{\sigma}_{ocm}} = a_N \bar{\sigma}_{ocm} + b_N; \\ \Delta \sigma_{Ra} &= \frac{d\sigma_{Ra}(\bar{\sigma}_{ocm})}{d\bar{\sigma}_{ocm}} = a_\sigma \bar{\sigma}_{ocm} + b_\sigma. \end{aligned} \quad (5)$$

В то же время на основании результатов испытаний [9] можно построить график зависимости циклической долговечности N от предельной амплитуды цикла σ_{Ra} (рис. 3). Из графика видно, что данная зависимость носит линейный характер.

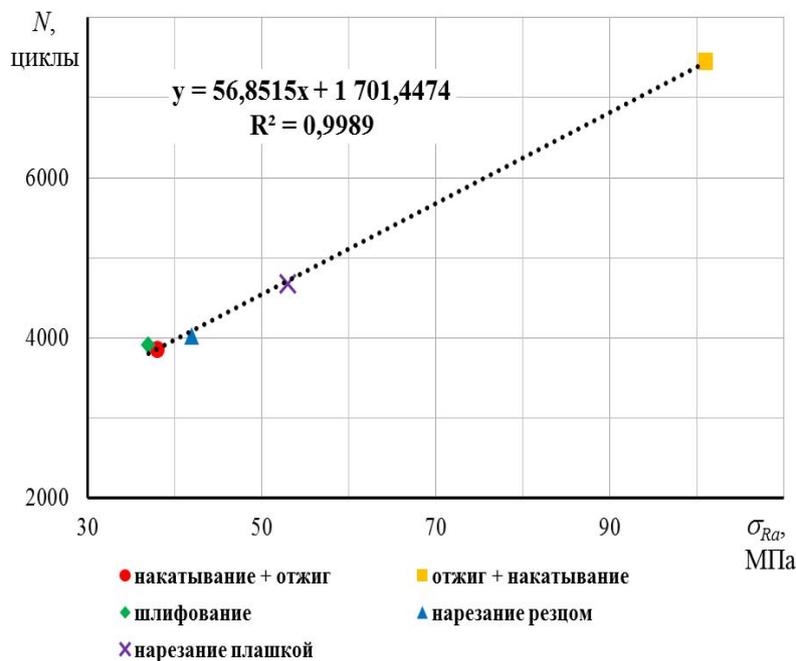


Рис. 3. Зависимость циклической долговечности $N(y)$ болтов М6 из сплава ВТ16 от предельной амплитуды цикла $\sigma_{Ra}(x)$ при различных способах формирования резьбы и среднем напряжении цикла $\sigma_m = 350$ МПа

Аналогичные результаты получены для рассмотренных в работе [8] случаев, когда уровень остаточных напряжений определялся диаметром d заготовки под накатывание резьбы (высотой профиля резьбы) и способом упрочнения поверхностным пластическим деформированием (рис. 4, 5 соответственно).

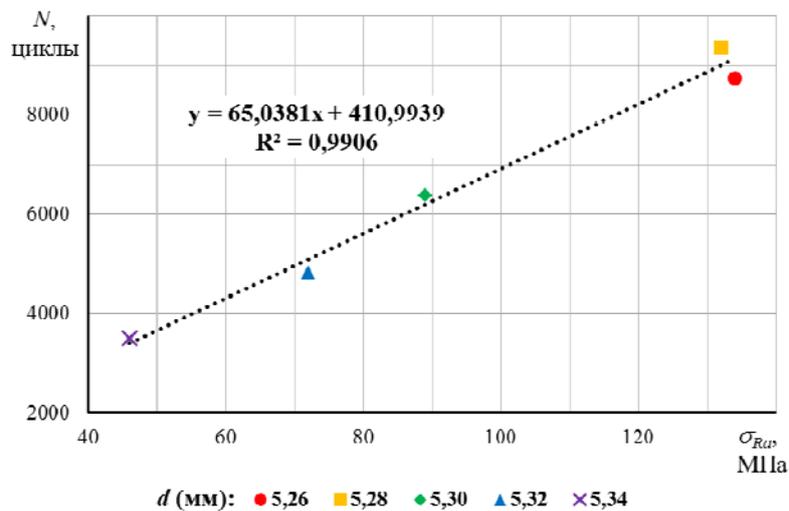


Рис. 4. Зависимость циклической долговечности $N(y)$ болтов М6 из сплава ВТ16 от предельной амплитуды цикла $\sigma_{Ra}(x)$ при различных диаметрах d заготовок под накатывание резьбы и среднем напряжении цикла $\sigma_m = 350$ МПа

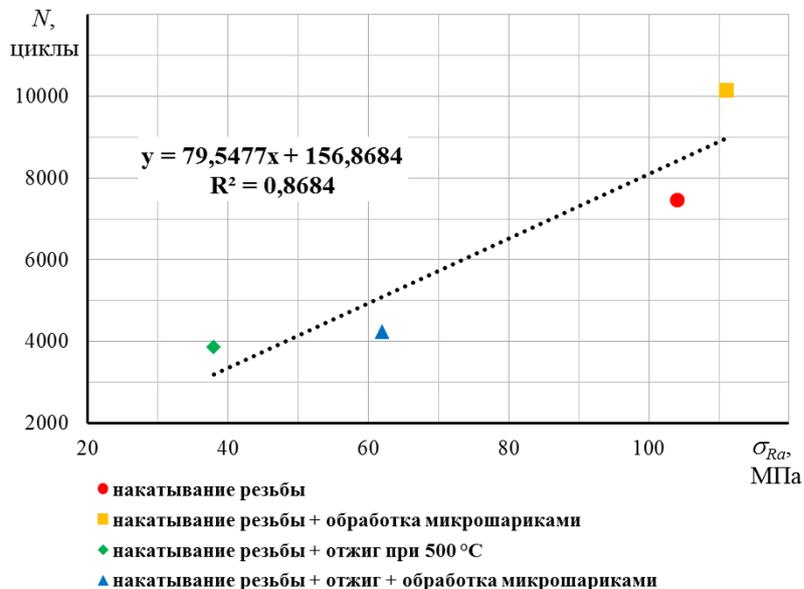


Рис. 5. Зависимость циклической долговечности $N(y)$ болтов М6 из сплава ВТ16 от предельной амплитуды цикла $\sigma_{Ra}(x)$ при различных способах упрочнения поверхностным пластическим деформированием и среднем напряжении цикла $\sigma_m = 350$ МПа

Следовательно, результаты проведённого анализа (рис. 3-5) дают основания полагать, что приращение циклической долговечности ΔN исследуемых деталей может быть определено по формуле

$$\Delta N = \bar{\psi}_N^{(m)} \Delta \sigma_{Ra}, \quad (6)$$

где $\bar{\psi}_N^{(m)}$ – коэффициент влияния остаточных напряжений на циклическую долговечность N при среднем напряжении σ_m .

Принимая во внимание выражения (5), имеем:

$$\bar{\psi}_N^{(m)} = \frac{a_N \bar{\sigma}_{ocm} + b_N}{a_\sigma \bar{\sigma}_{ocm} + b_\sigma}. \quad (7)$$

С учётом формулы (2) получим:

$$\Delta N = \bar{\psi}_N^{(m)} \bar{\psi}_\sigma^{(m)} |\bar{\sigma}_{ocm}|. \quad (8)$$

Коэффициент $\bar{\psi}_\sigma^{(m)}$ также учитывает асимметрию цикла и может быть определён экспериментально с использованием зависимости (2) или вычислен по формуле работы [9]:

$$\bar{\psi}_\sigma^{(m)} = \bar{\psi}_\sigma - \frac{\sigma_{-1p} (\sigma_m - \sigma_m^T)}{S_k |\bar{\sigma}_{ocm}|}. \quad (9)$$

Здесь $\bar{\psi}_\sigma$ – коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости резьбовой детали при симметричном цикле растяжения-сжатия; σ_{-1p} – предел выносливости материала при симметричном цикле в случае растяжения сжатия; σ_m^T – среднее напряжение, при котором начинается локальная текучесть; S_k – сопротивление материала разрыву.

Выражение (9) справедливо для случая $\sigma_m > \sigma_m^T$. При $\sigma_m \leq \sigma_m^T$ следует принять $\bar{\psi}_\sigma^{(m)} = \bar{\psi}_\sigma$.

Величина σ_m^T определяется по зависимости работы [9]:

$$\sigma_m^T = \frac{S_k (\sigma_T) - \sigma_{-1p} \frac{\alpha_\sigma}{K_\sigma}}{\alpha_\sigma (S_k - \sigma_{-1p})}, \quad (10)$$

где σ_T – предел текучести материала; K_σ – эффективный коэффициент концентрации напряжений; α_σ – теоретический коэффициент концентрации напряжений.

В работе [4] показано, что для вычисления величины $\bar{\psi}_\sigma$ можно использовать следующие зависимости:

$$\begin{aligned} \bar{\psi}_\sigma &= 0,612 - 0,081\alpha_\sigma; \\ \bar{\psi}_\sigma &= 0,514 - 0,065K_\sigma. \end{aligned} \quad (11)$$

Выводы

Характеристики малоцикловой и многоцикловой усталости, а именно циклическая долговечность N и предельная амплитуда цикла σ_{Ra} , возрастают пропорционально квадрату критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ и связаны между собой линейной зависимостью. Зная величину $\bar{\sigma}_{ост}$, можно определить приращение $\Delta\sigma_{Ra}$ и далее, при известном значении $\bar{\psi}_N^{(m)}$, вычислить приращение циклической долговечности ΔN .

Дальнейшие исследования должны быть направлены на поиск методов определения коэффициента влияния остаточных напряжений на циклическую долговечность $\bar{\psi}_N^{(m)}$. Одним из таких методов может являться определение искомой величины приращения циклической долговечности ΔN с использованием зависимости (8) при экспериментальном определении $\bar{\sigma}_{ост}$ и вычислении $\bar{\psi}_\sigma^{(m)}$ согласно (9).

Библиографический список

1. Мавлютов Р.Р. Концентрация напряжений в элементах авиационных конструкций. М.: Наука, 1981. 141 с.
2. Павлов В.Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 1986. № 8. С. 29-32.
3. Радченко В.П., Афанасьева О.С. Методика расчёта предела выносливости упрочнённых цилиндрических образцов с концентраторами напряжений при температурных выдержках в условиях ползучести // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физ.-мат. науки. 2009. № 2 (19). С. 264-268. DOI: 10.14498/vsgtu733
4. Кирпичёв В.А., Букатый А.С., Филатов А.П., Чирков А.В. Прогнозирование предела выносливости деталей при различной степени концентрации напряжений // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2011. Т. 15, № 4 (44). С. 81-85.
5. Кирпичёв В.А., Саушкин М.Н., Сазанов В.П., Семёнова О.Ю. Остаточные напряжения и сопротивление усталости образцов с V-образными надрезами из стали ВНС40 // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 5 (36), ч. 1. С. 95-99.
6. Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Вакулюк В.С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. 125 с.
7. Вакулюк В.С., Кирпичёв В.А., Павлов В.Ф., Сазанов В.П. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов с концентраторами напряжений // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2013. Т. 17, № 1 (54). С. 45-49.
8. Злобин А.С. Влияние остаточных напряжений на малоцикловую усталость резьбовых деталей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 4. С. 118-125. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-118-125
9. Иванов С.И., Павлов В.Ф., Минин Б.В., Кирпичёв В.А., Кочеров Е.П., Головкин В.В. Остаточные напряжения и сопротивление усталости высокопрочных резьбовых деталей. Самара: Самарский научный центр РАН, 2015. 171 с.

RELATION BETWEEN CHARACTERISTICS OF LOW-CYCLE AND HIGH-CYCLE FATIGUE OF THREADED PARTS AND RESIDUAL STRESSES

© 2018

A. S. Zlobin Postgraduate Student of the Department of Strength of Materials;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
as.zlobin@mail.ru

The dependence of low-cycle and high-cycle fatigue characteristics of threaded parts on the criterion of average integral residual stresses is examined in the article. These characteristics play an essential role in ensuring reliability of aeronautical equipment. The study was carried out using titanium-alloy M6 bolts with various ways of producing residual stresses. In all the cases the dependences are quadratic. Further analysis showed linear dependence between the increment of cycle life and the limiting cycle amplitude under changes of residual stresses. This conclusion holds for all examined ways of producing residual stresses. The increments mentioned are linear functions of the criterion of average integral residual stresses. A procedure for determining the increment of the limiting cycle amplitude with the use of the criterion of average integral stresses is presented. Special attention is given to the method of finding the coefficient of residual stress influence on the limiting cycle amplitude for the constant mean stress. The approach to determining the increment of cycle life by a known value of the increment of the limiting cycle amplitude calculated with the use of the criterion of average integral residual stresses is validated.

Residual stresses; low-cycle fatigue; high-cycle fatigue; cycle life; limiting cycle amplitude; threaded part; hardening.

Citation: Zlobin A.S. Relation between characteristics of low-cycle and high-cycle fatigue of threaded parts and residual stresses. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 128-136.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-128-136

References

1. Mavlyutov R.R. *Kontsentratsiya napryazheniy v elementakh aviatsionnykh konstruksiy* [Stress concentration in elements of aircraft structures]. Moscow: Nauka Publ., 1981. 141 p.
2. Pavlov V.F. On connection between residual stresses and the endurance limit under bending in stresses concentration conditions. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1986. No. 8. P. 29-32. (In Russ.)
3. Radchenko V.P., Afanas'eva O.S. Calculation procedure of a fatigue point for strengthened cylindrical specimen with pressure concentrators at temperature endurance in the creep conditions. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Seriya: Fiz.-mat. nauki*. 2009. No. 2 (19). P. 264-268. DOI: 10.14498/vsgtu733. (In Russ.)
4. Kirpichev V.A., Bukatyi A.S., Filatov A.P., Chirkov A.V. Prediction of the endurance limit of superficially strengthened details at various degree of stress concentration. *Vestnik UGATU*. 2011. V. 15, no. 4 (44). P. 81-85. (In Russ.)
5. Kirpichev V.A., Saushkin M.N., Sazanov V.P., Semyonova O.Yu. Residual stresses and endurance strength in the specimens with V-shaped notches made of BHC40 steel. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 5 (36), part 1. P. 95-99. (In Russ.)
6. Pavlov V.F., Kirpichev V.A., Vakulyuk V.S. *Prognozirovanie soprotivleniya ustalosti poverkhnostno uprochnennykh detaley po ostatochnym napryazheniyam* [Prediction of fatigue strength of surface hardened components by residual stresses]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2012. 125 p.
7. Vakulyuk V.S., Kirpichev V.A., Pavlov V.F., Sazanov V.P. Forecasting the limits of endurance surface hardening of specimens with stress. *Vestnik UGATU*. 2013. V. 17, no. 1 (54). P. 45-49. (In Russ.)

8. Zlobin A.S. Estimation of residual stress influence on the low-cycle fatigue of threaded parts. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 4. P. 118-125. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-118-125. (In Russ.)

9. Ivanov S.I., Pavlov V.F., Minin B.V., Kirpichev V.A., Kocherov E.P., Golovkin V.V. *Ostatochnye napryazheniya i soprotivlenie ustalosti vysokoprochnykh rez'bovykh detaley* [Residual stresses and fatigue resistance of high-strength threaded parts]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2015. 171 p.

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ МЕТОДОМ ВЫПУКЛОЙ ЛИНЕАРИЗАЦИИ

© 2018

Е. А. Кишов аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
evgeniy.kishov@ssau.ru

В. А. Комаров доктор технических наук, профессор;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
vkomarov@ssau.ru

Предложен аппарат топологической оптимизации, основанный на методе выпуклой линеаризации. Формулировка задачи подразумевает минимизацию энергии деформации конструкции при ограничении на объём материала. Решение основано на использовании явной, выпуклой и сепарабельной аппроксимации Лагранжиана с привлечением теории двойственности. Для связи проектных переменных (плотности) с упругими характеристиками материала (модулем упругости) использована нелинейная степенная модель. Проведён анализ чувствительности целевой функции и функции ограничений. Получены основные расчётные формулы итерационного алгоритма оптимизации. Рассмотрен ряд тестовых задач топологической оптимизации, соответствующих передаче усилий элементарными способами: растяжением, сдвигом и кручением. Для всех случаев вычислена величина силового фактора: аналитически и при помощи конечно-элементной модели. Показано полное соответствие полученных силовых схем инженерным представлениям о теоретически оптимальных конструкциях для данных примеров.

Топологическая оптимизация; SIMP-модель; силовая конструкция; метод выпуклой линеаризации; нелинейное программирование; метод конечных элементов.

Цитирование: Кишов Е.А., Комаров В.А. Топологическая оптимизация силовых конструкций методом выпуклой линеаризации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 137-149. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-137-149

Введение

В настоящее время, в связи с бурным развитием аддитивных технологий, стали доступны практически неограниченные по сложности формы деталей. Поэтому можно сказать, что ситуация в корне изменилась: теперь задача инженеров-конструкторов состоит в том, чтобы проектировать на уровне, как можно более близком к оптимальному. Ключевой технологией синтеза оптимальных конструкций, гармонично дополняющей методы 3D-печати, является топологическая оптимизация. Теоретические основы проектирования аддитивных конструкций изложены в [1].

Традиционное проектирование базируется на методе проб и ошибок. Начальный этап основан на «креативности», опыте, интуиции и знаниях инженера. Затем следовал поверочный расчёт, по результатам которого принималось решение о введении поправок, модификаций и создании новой конструкции. Процесс «исходный вариант – расчёт – новый вариант» происходил до тех пор, пока каких-либо улучшений сделать не удавалось. Традиционный подход к проектированию изложен в [2; 3]. Достижения компьютерных технологий и относительная дешевизна вычислительных мощностей привели к революционному прорыву в подходе к проектированию. Можно уверенно сказать, что в области разработки силовых конструкций «оптимизация» прочно вошла в обиход, вытеснив эвристический метод проб.

Топологическая оптимизация – это математический подход, который служит для поиска наиболее выгодного в определённом смысле распределения конструкционного материала в пределах заданного пространства при заданных граничных условиях. Её истоки восходят к работам [4-6].

Топологическая оптимизация базируется на методах конечных элементов и нелинейного математического программирования [7; 8].

Постановка задачи

Проектными переменными выступают плотности элементов ρ_i . Их связь с упругими свойствами среды даётся формулой SIMP-модели материала [9] (Solid Isotropic Material with Penalization):

$$E_i = E_0 \rho_i^p, \quad p > 1, \quad (1)$$

где E_i – модуль упругости элемента i ; E_0 – модуль упругости исходного конструкционного материала; p – так называемый коэффициент «пенализации».

Классическая задача топологической оптимизации состоит в минимизации энергии деформации конструкции при ограничении на количество материала:

$$U(\rho_1, \dots, \rho_n) = \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \mathbf{K} \mathbf{u} \rightarrow \min$$

$$\text{при условии } \begin{cases} g(\rho_1, \dots, \rho_n) = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i - f \cdot V_0 \leq 0, \\ \mathbf{K} \mathbf{u} = \mathbf{f}, \\ \rho_{\min} \leq \rho_i \leq 1. \end{cases} \quad (2)$$

Здесь f – объёмная доля материала; \mathbf{K} – матрица жёсткости конструкции; \mathbf{u} – вектор перемещений; \mathbf{f} – вектор нагрузок. Плотности ρ_i ограничены снизу малой величиной ρ_{\min} (например, 0.001) для предотвращения плохой обусловленности системы уравнений равновесия.

Метод выпуклой линейризации

Метод выпуклой линейризации, в англоязычной литературе [10] называемый CONLIN (Convex Linearization), относится к категории градиентных методов нелинейного программирования, основанного на явных выпуклых аппроксимациях. Он предназначен для решения задач оптимизации общего вида:

$$\begin{cases} \min_{x_i \in \mathbb{R}^n} f_0(x_1, \dots, x_n), \\ f_j(x_1, \dots, x_n) \leq 0, \quad j = 1, \dots, m, \\ x_{i\min} \leq x_i \leq x_{i\max}, \quad i = 1, \dots, n. \end{cases} \quad (3)$$

Суть метода состоит в сведении (3) к последовательности выпуклых подзадач, заданных явными аналитическими выражениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} \min_{\mathbf{x}_j \in \mathbb{R}^n} f_{0C}^{(k)}(\mathbf{x}) = c_0^{(k)} + \sum_{i=1}^n \left(p_{0i}^{(k)} x_i + \frac{q_{0i}^{(k)}}{x_i} \right), \\ f_{Cj}^{(k)}(\mathbf{x}) = c_j^{(k)} + \sum_{i=1}^n \left(p_{ij}^{(k)} x_i + \frac{q_{ij}^{(k)}}{x_i} \right) \leq 0, \quad j = 1, \dots, m, \\ \alpha_i^{(k)} \leq x_i \leq \beta_i^{(k)}, \quad i = 1, \dots, n. \end{array} \right. \quad (4)$$

Здесь $k = 1, 2, \dots$ – номер внешних итераций (номер подзадачи); $f_{0C}^{(k)}(\mathbf{x})$ и $f_{Cj}^{(k)}(\mathbf{x})$ – CONLIN-аппроксимации целевой функции и функций ограничений. Коэффициенты c_j , p_{ij} и q_{ij} определяются как:

$$\begin{aligned} c_j &= f_j(\mathbf{x}_0) - \sum_{i=1}^n \left(p_{ij} x_{0i} + \frac{q_{ij}}{x_{0i}} \right), \\ p_{ij} &= \max \left\{ \frac{\partial f_j(\mathbf{x}_0)}{\partial x_i}, 0 \right\}, \quad q_{ij} = \max \left\{ -\frac{\partial f_j(\mathbf{x}_0)}{\partial x_i} x_{0i}^2, 0 \right\}, \\ j &= 0, 1, \dots, m. \end{aligned} \quad (5)$$

Величины $\alpha_i^{(k)}$ и $\beta_i^{(k)}$ задают так называемый «регион доверия» (trust region [11]) аппроксимации и находятся как

$$\begin{aligned} \alpha_i^{(k)} &= \max \left(x_{i\min}, x_i^{(k)} - \nu (x_{i\max} - x_{i\min}) \right), \\ \beta_i^{(k)} &= \min \left(x_{i\max}, x_i^{(k)} + \nu (x_{i\max} - x_{i\min}) \right), \\ 0 &< \nu < 1. \end{aligned} \quad (6)$$

Чем ближе коэффициент ν к единице, тем шире «регион доверия» и тем больше шаг в пространстве проектных переменных на текущей итерации. Когда точности CONLIN-аппроксимации оказывается недостаточно, процесс сходимости приобретает осциллирующий характер. В этом случае необходимо уменьшить ν и начать расчёт заново.

Функции, описываемые формулой (4), являются сепарабельными и выпуклыми [7]. Это позволяет для решения аналитических подзадач использовать теорию двойственности. Её идея состоит в следующем. Из условия оптимальности проектные переменные выражаются через множители Лагранжа: если задача записана в явном аналитическом виде – это, как правило, нетрудно сделать. Последние принимаются за так называемые двойственные переменные, для которых решается задача максимизации соответствующей двойственной целевой функции при весьма простых ограничениях. Найденные множители Лагранжа затем подставляются в выражения для основных проектных переменных и находится оптимальное решение основной задачи.

Запишем проблему минимизации функции Лагранжа и условия Каруша-Куна-Таккера (ККТ) для CONLIN-подзадачи (номер итерации k для краткости опущен):

$$\left\{ \begin{array}{l} \min_{\mathbf{x} \in \mathbb{X}} L = f_{0c}(\mathbf{x}) + \sum_{j=1}^l \lambda_j f_{jc}(\mathbf{x}), \\ \lambda_j f_{jc}(\mathbf{x}^*) = 0; \mathbf{x}^* = \arg \min L, \\ f_{jc}(\mathbf{x}^*) \leq 0, \\ \lambda_j \geq 0, j=1, \dots, l, \\ \mathbb{X} = \{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n : \alpha_i \leq x_i \leq \beta_i, i=1, \dots, n\}. \end{array} \right. \quad (7)$$

Доказано [7], что постановка (7) эквивалентна задаче на минимакс:

$$\min_{\mathbf{x} \in \mathbb{X}} \max_{\lambda \geq 0} L(\mathbf{x}, \lambda). \quad (8)$$

Лагранжиан сначала максимизируется по отношению к $\lambda \geq 0$ при фиксированном \mathbf{x} , а затем результат минимизируется по $\mathbf{x} \in \mathbb{X}$. Выпуклость CONLIN-функций позволяет в (8) поменять местами операторы минимума и максимума, что не изменит оптимального решения \mathbf{x}^* :

$$\left\{ \begin{array}{l} \max_{\lambda \geq 0} \varphi(\lambda), \\ \varphi(\lambda) = \min_{\mathbf{x} \in \mathbb{X}} L(\mathbf{x}, \lambda). \end{array} \right. \quad (9)$$

Здесь $\varphi(\lambda)$ – двойственная целевая функция, а множители Лагранжа λ – двойственные переменные. Градиент φ по отношению к λ вычисляется как:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \varphi(\lambda)}{\partial \lambda_j} &= f_{jc}(\mathbf{x}^*(\lambda)), j=1, \dots, l, \\ \mathbf{x}^*(\lambda) &= \arg \min_{\mathbf{x} \in \mathbb{X}} L(\mathbf{x}, \lambda). \end{aligned} \quad (10)$$

Находить максимум функции φ можно при помощи градиентного метода наискорейшего спуска. Формулы для вычисления вектора оптимального решения \mathbf{x}^* по данному вектору множителей Лагранжа λ записываются следующим образом:

$$x_i^*(\lambda) = \begin{cases} \beta_i, & \text{если } \nabla_i L_i(\lambda)|_{x_i=\beta_i} \leq 0, \\ \alpha_i, & \text{если } \nabla_i L_i(\lambda)|_{x_i=\alpha_i} \geq 0, \\ \sqrt{\frac{B_i(\lambda)}{A_i(\lambda)}} & \text{в остальных случаях,} \end{cases} \quad (11)$$

$$i = 1, \dots, n,$$

где $A_i(\lambda) = p_i + \sum_{j=1}^l \lambda_j p_{ij}$, $B_i(\lambda) = q_i + \sum_{j=1}^l \lambda_j q_{ij}$ и $\nabla_i L_i(\lambda) = A_i(\lambda) - B_i(\lambda)/x_i^2$.

Применение метода выпуклой линеаризации к задаче минимизации энергии деформации

Анализ чувствительности. Для построения CONLIN-аппроксимации энергии деформации и функции ограничений необходима градиентная информация, т. е. их частные производные по проектным переменным.

Для энергии деформации получим:

$$\frac{\partial U}{\partial \rho_i} = \mathbf{u}^T \mathbf{K} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial \rho_i} + \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} \mathbf{u}. \quad (12)$$

Производная вектора перемещений по плотностям находится путём дифференцирования обеих частей уравнения равновесия $\mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{f}$ (объёмные силы, зависящие от плотности, в данной работе не рассматриваются, т. е. $\partial \mathbf{f} / \partial \rho_i = 0$). При этом:

$$\mathbf{K} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial \rho_i} = - \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} \mathbf{u}. \quad (13)$$

Подстановка (13) в (12) даёт:

$$\frac{\partial U}{\partial \rho_i} = - \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} \mathbf{u}. \quad (14)$$

Для нахождения производной глобальной матрицы жёсткости заметим, что из соотношения (1) непосредственно следует идентичная зависимость для матрицы жёсткости элемента: $\mathbf{k}_i = \mathbf{k}_{0i} \rho_i^p$. Поскольку матрица жёсткости конструкции представляет собой сумму матриц жёсткости элементов, то

$$\frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} = p \rho_i^{p-1} \mathbf{K}_{0i} = p \frac{\mathbf{K}_i}{\rho_i}. \quad (15)$$

Таким образом, окончательно получаем

$$\frac{\partial U}{\partial \rho_i} = -p \frac{U_i}{\rho_i}, \quad (16)$$

где $U_i = 1/2 \mathbf{u}_i^T \mathbf{k}_i \mathbf{u}_i$ – энергия деформации i -го элемента.

Формула (16) решает задачу об анализе чувствительности целевой функции. Заметим, что все компоненты её вектора градиента отрицательны, т. е. добавление материала в любой элемент всегда приводит к уменьшению энергии деформации конструкции [12-14].

На основании (2) градиент функционального ограничения на объём материала находится как

$$\frac{\partial g}{\partial \rho_i} = V_i. \quad (17)$$

Основные расчётные формулы алгоритма топологической оптимизации. В силу знакопостоянства градиента энергии деформации её CONLIN-аппроксимация на k -й итерации $U_c^{(k)}$ содержит только члены, обратно пропорциональные плотности:

$$U_c^{(k)}(\boldsymbol{\rho}) = U(\boldsymbol{\rho}^{(k)}) - \sum_{i=1}^n \frac{\partial U(\boldsymbol{\rho}^{(k)})}{\partial \rho_i} \cdot \rho_i^{(k)2} \left(\frac{1}{\rho_i} - \frac{1}{\rho_i^{(k)}} \right). \quad (18)$$

CONLIN-аппроксимация ограничения на объём является линейной ввиду положительности компонентов его вектора градиента (17):

$$g_c^{(k)}(\boldsymbol{\rho}) = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i - f \cdot V_0. \quad (19)$$

Градиент функции Лагранжа, составленной из величин $U_c^{(k)}(\boldsymbol{\rho})$ и $g_c^{(k)}(\boldsymbol{\rho})$, примет вид:

$$\frac{\partial L}{\partial \rho_i} = \frac{\partial U}{\partial \rho_i} \cdot \left(\frac{\rho_i^{(k)}}{\rho_i} \right)^2 + \lambda V_i. \quad (20)$$

Производная энергии деформации находится по формуле (16). Приравнивая $\partial L / \partial \rho_i$ к нулю, получим:

$$\rho_i = \rho_i^{(k)} \sqrt{-\frac{\nabla_i U}{\lambda V_i}}. \quad (21)$$

Здесь ∇_i обозначает частную производную по ρ_i . Ввиду того, что градиент энергии деформации отрицателен и $\lambda > 0, V_i > 0$, величина под корнем в (21) всегда положительна. Физический смысл данной формулы состоит в добавлении материала пропорционально корню из удельной энергии, т. е. напряжениям – в полном соответствии с известным эвристическим принципом получения рациональных в силовом отношении конструкций.

С учётом «региона доверия» CONLIN-аппроксимации $\alpha_i^{(k)} \leq \rho_i^* \leq \beta_i^{(k)}$, вектор оптимального решения на k -й итерации, в соответствии с (11), вычисляется как

$$\rho_i^*(\lambda) = \begin{cases} \alpha_i^{(k)}, & \text{если } \nabla_i L(\alpha_i^{(k)}) \geq 0, \\ \beta_i^{(k)}, & \text{если } \nabla_i L(\beta_i^{(k)}) \leq 0, \\ \rho_i^{(k)} \sqrt{-\frac{\nabla_i U}{\lambda V_i}} & \text{в остальных случаях,} \end{cases} \quad (22)$$

$i = 1, \dots, n.$

Двойственная задача сводится здесь к одномерному поиску по λ :

$$\begin{cases} \varphi^{(k)}(\lambda) = U_c^{(k)}(\boldsymbol{\rho}^*(\lambda)) + \lambda g_c^{(k)}(\boldsymbol{\rho}^*(\lambda)) \rightarrow \max, \\ \lambda \geq 0. \end{cases} \quad (23)$$

Критерием прекращения поиска является малая величина градиента функции φ . Физически это означает удовлетворение ограничению на количество материала.

Найденному таким путём значению множителя Лагранжа λ^* соответствует вектор проектных переменных на следующей, $(k + 1)$ -й итерации $\rho^{(k+1)} = \rho^*(\lambda^*)$.

Алгоритм решения задачи топологической оптимизации

Для наглядного представления вычислительного процесса топологической оптимизации построим его блок-схему (рис. 1).

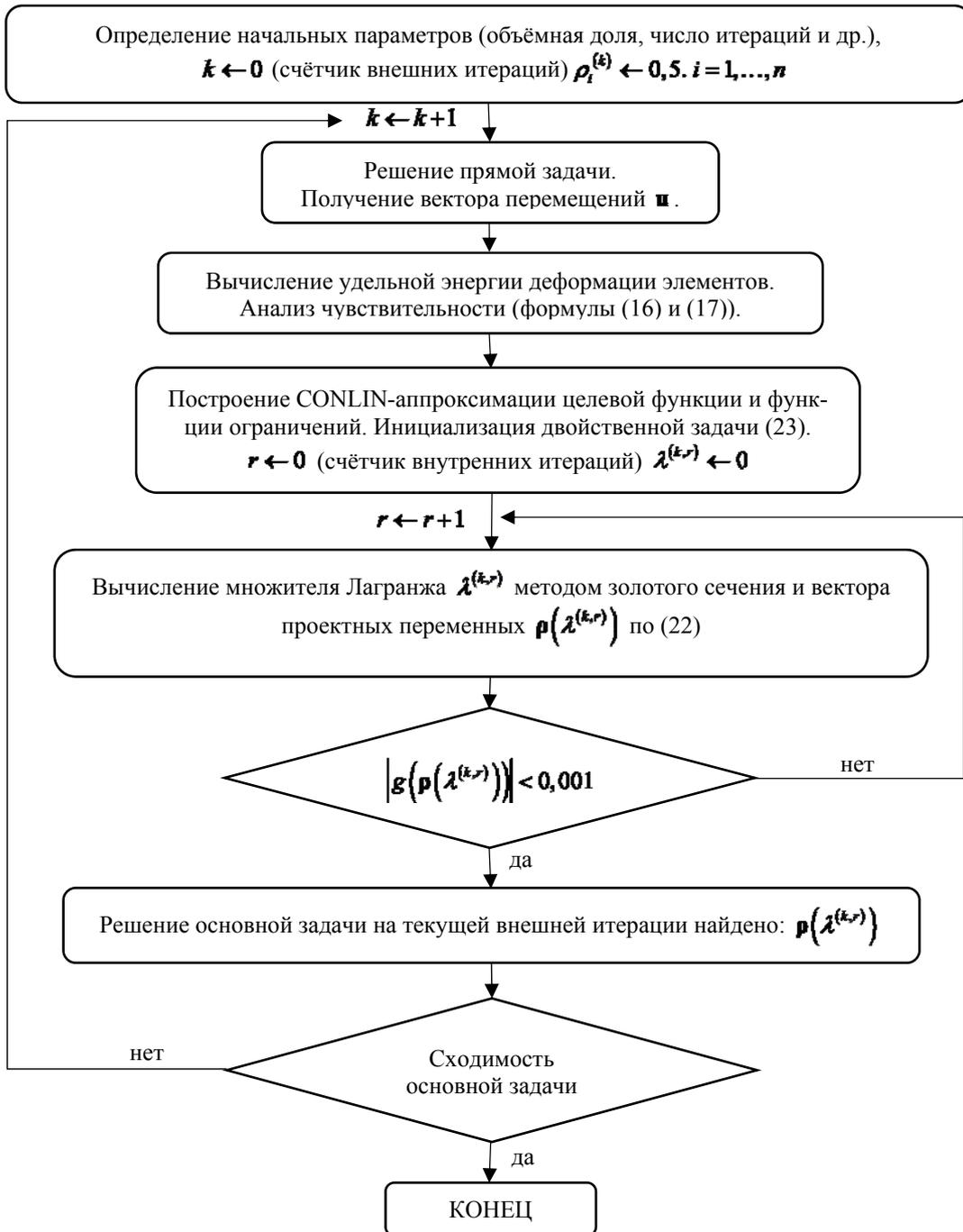


Рис. 1. Блок-схема алгоритма топологической оптимизации

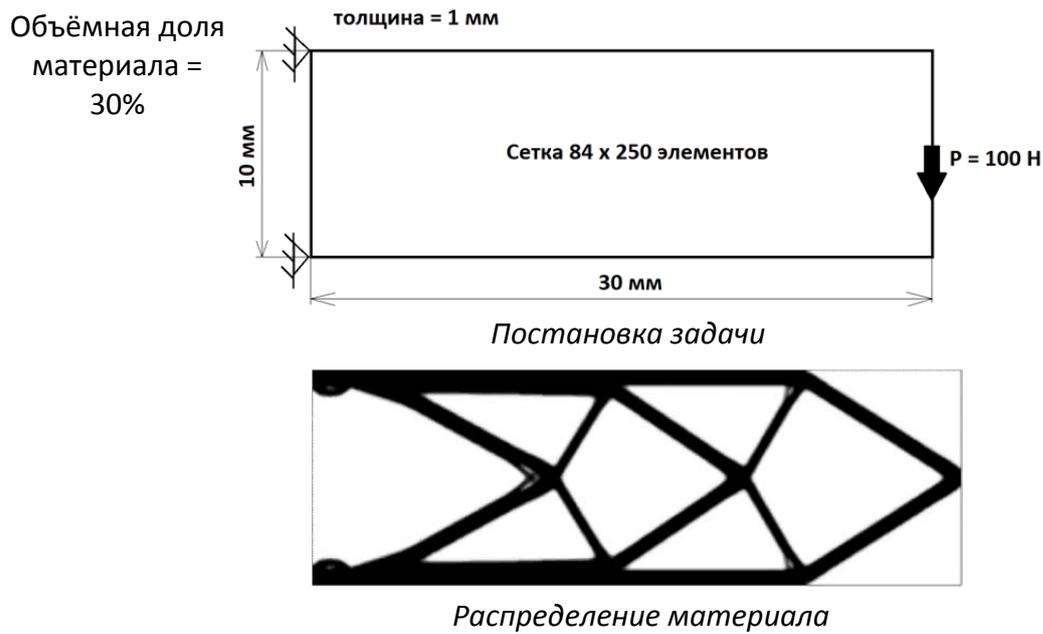


Рис. 3. Решение задачи топологической оптимизации для случая изгиба

Расчёт по конечно-элементной модели даёт величину силового фактора $G = 14471 \text{ Н} \times \text{мм}$. Коэффициент силового фактора $G/(PL)$ равен 4,82. Это значение на 6% отличается от значения 4,53, полученного в работе [16] аналитическим путём для теоретически оптимальной фермы. Последняя представляет собой «стержневой континуум», состоящий из бесконечно большого числа тонких стержней, расположенных друг относительно друга определённым образом. Очевидно, её невозможно воплотить в реальную конструкцию. В то же время приведённый на рис. 3 результат следует рассматривать как хорошее приближение к оптимуму с простой интерпретацией в виде 14-стержневой фермы.

Заметим, что теоретически оптимальная конструкция вовсе не обязана принадлежать классу ферм. Варьируя в данной задаче коэффициентом пенализации в формуле (1) или используя твёрдотельную модель с мелким разбиением по толщине, можно получить балочную конструкцию, превосходящую по жёсткости любую мыслимую ферму [17].

Кручение. Проектная область для данного примера представляет собой параллелепипед квадратного поперечного сечения (твёрдотельная модель бруса). Нагрузка приложена к кромкам одного из его торцов, кромки другого торца жёстко закреплены. Результат оптимизации приведён на рис. 4.

Аналитическое решение даёт для силового фактора величину

$$G = \frac{M_{кр}}{2\Omega} \sqrt{3} \cdot Pl = 3,2 \cdot 10^6 \text{ Н} \times \text{мм}, \quad (25)$$

где $M_{кр}$ – крутящий момент; Ω – площадь контура сечения; P – периметр контура; l – длина бруса.

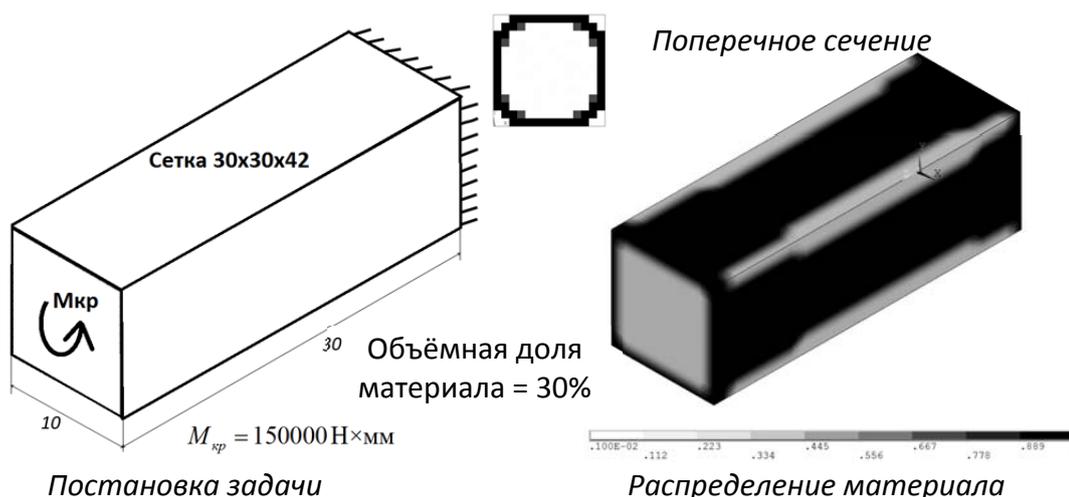


Рис. 4. Решение задачи топологической оптимизации для случая кручения

Расчёт по конечно-элементной модели после топологической оптимизации приводит к значению $G = 3,18 \cdot 10^6 \text{ Н} \times \text{мм}$. Отличие относительно результата, посчитанного по формуле (25), составляет менее 1%.

Изменение целевой функции (энергии деформации) по итерациям показано на рис. 5.

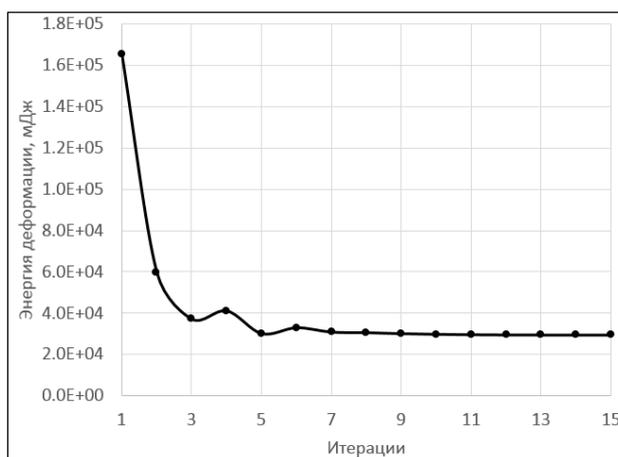


Рис. 5. Изменение целевой функции по итерациям

Видно, что процесс оптимизации стабилизируется уже после 9-й итерации. Всего в данном примере достаточно 15 расчётов, чтобы относительное изменение энергии деформации при переходе на следующий шаг цикла составило менее 0,05%. Ограничение на объём удовлетворяется с точностью 0,1%. Приведённый график является характерным и для остальных рассмотренных задач.

Анализ и интерпретация результатов топологической оптимизации

Переход от распределения плотности к реальной конструкции заслуживает отдельной публикации, поэтому здесь ограничимся лишь общими соображениями.

Пространственное распределение плотности, полученное после оптимизации, экспортируется в геометрический формат данных (например, STL или IGS). Этот файл

затем используется в качестве «опорного» объекта для построения геометрической модели конструкции в САД-системе.

Рассмотрим удовлетворение проектных ограничений. В постановке задачи топологической оптимизации (2) фигурирует только одно ограничение – на объём материала. При этом требования, например, прочности во внимание не принимаются. Однако сведения о напряжениях в конечных элементах с плотностью, близкой к единице, являются достоверными. Ввиду этого представляется целесообразным проведение параметрического исследования решения путём варьирования объёмной доли. Опыт показывает – можно подобрать такое количество материала, чтобы уровень напряжений в целом по конструкции «вышел» на приемлемые значения. В этом случае концептуальное представление детали, выраженное в виде распределения плотности, будет хорошей отправной точкой для её дальнейшей конструкторской проработки.

Более строгий подход состоит во введении ограничений на напряжения в математическую постановку задачи. Данное направление является весьма многообещающим, но требует решения ряда дополнительных вопросов (адекватная оценка уровня напряжений в элементах с промежуточной плотностью, одновременный учёт большого количества существенно нелинейных ограничений и др.), решение которых намечено на будущее.

Заключение

Градиентные методы нелинейного программирования, основанные на явных выпуклых аппроксимациях (в частности, метод выпуклой линеаризации), позволяют решать задачи топологической оптимизации с тысячами проектных переменных за приемлемое машинное время. Решение трёх тестовых задач показало полную физическую адекватность полученных силовых схем. Предложенный в работе математический аппарат может служить основой для разработки алгоритмов и программ по оптимизации конструкций на широкий спектр критериев и ограничений.

Библиографический список

1. Комаров В.А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // Онтология проектирования. 2017. Т. 7, № 2 (24). С. 191-206. DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206
2. Niu M.C.Y. Airframe structural design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. 612 p.
3. Ендогур А.И. Проектирование авиационных конструкций. М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. 537 с.
4. Комаров А.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев: Куйбышевское книжное издательство, 1965. 88 с.
5. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Сб. статей «Актуальные проблемы авиационной науки и техники». М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.
6. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology Optimization: Theory, Methods and Applications. Springer, 2003. 271 p.
7. Christensen P.W., Klarbring A. An introduction to structural optimization. Springer, 2003. 214 p.
8. Лазарев И.Б. Математические методы оптимального проектирования конструкций. Новосибирск: Новосибирский институт инженеров железнодорожного транспорта, 1974. 192 с.

9. Bendsoe M.P. Optimal shape design as a material distribution problem // *Structural Optimization*. 1989. V. 1, Iss. 4. P. 193-202. DOI: 10.1007/bf01650949
10. Fleury C., Braibant V. Structural optimization: a new dual method using mixed variables // *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 1986. V. 23, Iss. 3. P. 409-428. DOI: 10.1002/nme.1620230307
11. Conn A.R., Gould N.I.M., Toint Ph.L. *Trust Region Methods*. SIAM, 2000. 959 p.
12. Комаров В.А. Повышение жёсткости конструкций топологическими средствами // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва*. 2003. № 1 (3). С. 24-37.
13. Комаров В.А. К доказательству теорем об изменении жёсткости конструкций // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва*. 2004. № 1 (5). С. 49-51.
14. Wasiutinski Z. On the congruency of the forming according to the minimum potential energy with that according to the equal strength // *Bull. Acad. Polon. Sci.* 1960. No. 6. P. 344-365.
15. Козлов Д.М., Майнсков В.Н., Резниченко Г.А. *Проектирование детали: учебное пособие*. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2012. 88 с.
16. Lewinski T., Zhou M., Rozvany G.I. N. Extended exact solutions for least-weight truss-layouts – Part I: Cantilever with horizontal axis of symmetry // *International Journal of Mechanical Sciences*. 1994. V. 36, Iss. 5. P. 375-398. DOI: 10.1016/0020-7403(94)90043-4
17. Sigmung O., Aage N., Andreassen E. On the (non-)optimality of Michell structures // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2016. V. 54, Iss. 2. P. 361-373. DOI: 10.1007/s00158-016-1420-7

TOPOLOGY OPTIMIZATION OF A LOAD-BEARING STRUCTURE VIA THE METHOD OF CONVEX LINEARIZATION

© 2018

E. A. Kishov Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
evgeniy.kishov@ssau.ru

V. A. Komarov Doctor of Science (Engineering), Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
evgeniy.kishov@ssau.ru

A method of topology optimization based on the convex linearization approach is proposed. The problem formulation implies minimization of the strain energy of a structure subject to volume constraint. The solution is based on explicit, convex and separable Lagrangian approximation with the involvement of the duality theory. A non-linear model is used to relate design variables (density) and elastic properties of the material (modulus of elasticity). The sensitivity of the gain function and the constraint function is analyzed. The basic design formulae for the iteration algorithm of topology optimization are obtained. A number of test problems that correspond to the basic load states: tension, shear and torsion are considered. For all cases the load-carrying factor is calculated: both analytically and with the use of finite-element models. The resulting topologies are shown to be in full compliance with engineering concepts of theoretically optimal structures.

Topology optimization; SIMP-model; load-carrying structure; convex linearization method; non-linear programming; finite-element method.

Citation: Kishov E.A., Komarov V.A. Topology optimization of a load-bearing structure via the method of convex linearization. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 137-149. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-137-149

References

1. Komarov V.A. Theoretical basis for design of load-bearing structures produced using additive technologies. *Ontology of designing*. 2017. V. 7, no. 2 (24). P. 191-206. DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206. (In Russ.)
2. Niu M.C.Y. *Airframe structural design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*. Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. 612 p.
3. Endogur A.I. *Proektirovanie aviatsionnykh konstruktsiy* [Designing aircraft structures Moscow: MAI-PRINT Publ., 2009. 537 p.
4. Komarov A.A. *Osnovy proektirovaniya silovykh konstruktsiy* [Basics of structural design]. Kuybyshev: Kuybyshevskoe Knizhnoe Izdatel'stvo Publ., 1965. 88 p.
5. Komarov V.A. Proektirovanie silovykh skhem aviatsionnykh konstruktsiy. *Sb. statey «Aktual'nye problem aviatsionnoy nauki i tekhniki»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. P. 114-129. (In Russ.)
6. Bendsoe M.P., Sigmund O. *Topology Optimization: Theory, Methods and Applications*. Springer, 2003. 271 p.
7. Christensen P.W., Klarbring A. *An introduction to structural optimization*. Springer, 2003. 214 p.
8. Lazarev I.B. *Matematicheskie metody optimal'nogo proektirovaniya konstruktsiy* [Mathematical methods of optimal structural design]. Novosibirsk: Siberian Transport University Publ., 1974. 192 p.
9. Bendsoe M.P. Optimal shape design as a material distribution problem. *Structural Optimization*. 1989. V. 1, Iss. 4. P. 193-202. DOI: 10.1007/bf01650949
10. Fleury C., Braibant V. Structural optimization: a new dual method using mixed variables. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 1986. V. 23, Iss. 3. P. 409-428. DOI: 10.1002/nme.1620230307
11. Conn A.R., Gould N.I.M., Toint Ph.L. *Trust Region Methods*. SIAM, 2000. 959 p.
12. Komarov V.A. Structure stiffening by topological changes. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2003. No. 1 (3). P. 24-37. (In Russ.)
13. Komarov V.A. Proving Theorems of Changing Structure Rigidity. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2004. No. 1 (5). P. 49-51. (In Russ.)
14. Wasiutinski Z. On the congruency of the forming according to the minimum potential energy with that according to the equal strength. *Bull. Acad. Polon. Sci.* 1960. No. 6. P. 344-365.
15. Kozlov D.M., Maynskov V.N., Reznichenko G.A. *Proektirovanie detali: uchebnoe posobie* [Part design: textbook]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. 88 p.
16. Lewinski T., Zhou M., Rozvany G.I. N. Extended exact solutions for least-weight truss-layouts – Part I: Cantilever with horizontal axis of symmetry. *International Journal of Mechanical Sciences*. 1994. V. 36, Iss. 5. P. 375-398. DOI: 10.1016/0020-7403(94)90043-4
17. Sigmund O., Aage N., Andreassen E. On the (non-)optimality of Michell structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2016. V. 54, Iss. 2. P. 361-373. DOI: 10.1007/s00158-016-1420-7

РОТОРНО-МАЯТНИКОВАЯ САМОСИНХРОНИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ВИБРОВОЗБУДИТЕЛЕЙ НА ИЗОТРОПНОМ УПРУГОМ ОСНОВАНИИ

© 2018

- А. В. Кошелев** кандидат технических наук, научный сотрудник тематического отдела по разработке твердотельных акселерометров и гироскопов; ПАО «Арзамасское научно-производственное предприятие «Темп-Авиа», г. Арзамас; koshelevav88@mail.ru
- Н. Н. Денцов** кандидат технических наук, доцент кафедры теоретической и прикладной механики; Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева; dentsovnn90@mail.ru

Предлагается улучшение динамических характеристик вибрационных машин на основе использования резонансных колебательных систем с двумя и более степенями свободы. Показано, что разумное усложнение моделей за счёт увеличения числа степеней свободы, учёта нелинейности позволяет повысить взаимное усиление колебаний парциальных подсистем и раскрыть дополнительные возможности в разработке новой техники и технологий. Вовлечение объектов колебательной системы в коллективное взаимодействие достигается на основе использования сложных резонансов, которые реализуются только в связанных системах. Таким резонансом является комбинационный параметрический резонанс, обусловленный парным взаимодействием собственных форм колебаний. Приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований самосинхронизации параметрических роторно-маятниковых вибровозбудителей, установленных на общем упругом изотропном основании. Динамическая модель вибрационной машины представлена совокупностью равноправных взаимодействующих нелинейных осцилляторов (маятников), при резонансном возбуждении которых реализуется эффект Гюйгенса, то есть самосинхронизация по типу маятниковых часов (маятниковая самосинхронизация). Один или несколько осцилляторов выполняют функции рабочего органа вибрационной машины. Другие осцилляторы этой системы играют роль инерционного элемента роторно-маятникового вибровозбудителя. Показано, что при совместной работе как минимум двух роторно-маятниковых вибровозбудителей реализуется самосинхронизация по типу неуравновешенных роторов (роторная самосинхронизация). Таким образом, исследуемое устройство совмещает в себе одновременно роторно-маятниковую самосинхронизацию. Приводятся результаты численного моделирования в виде амплитудно-частотных характеристик и зависимостей частот генерации от частоты параметрического возбуждения. Установлено, что амплитуда колебаний рабочего органа за счёт резонансных взаимодействий с маятниками возбудителя слабо реагирует на увеличение демпфирования. Сумма собственных частот маятников и рабочего органа удовлетворяет условию комбинационного параметрического резонанса во всём диапазоне области неустойчивости.

Самосинхронизация; ротор; маятник; резонанс; параметрический вибровозбудитель; неуравновешенность; изотропное упругое основание; колебательная система.

Цитирование: Кошелев А.В., Денцов Н.Н. Роторно-маятниковая самосинхронизация параметрических вибровозбудителей на изотропном упругом основании // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 150-159. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-150-159

Введение

Взаимодействие искусственно созданных парциальных подсистем при наложении на них весьма малых связей может привести к фундаментальным явлениям самосинхронизации. Физическим примером является самосинхронизация в системе двух связанных маятниковых часов, открытая во второй половине 17 века Христианом Гюйгенсом. Если пару одинаковых маятниковых часов, ходивших по-разному, подвесить к упругой балке вместо жёсткого закрепления к стене, то взаимная передача толчков

обеспечивает их самосинхронизацию и часы начинают ходить точно в такт [1]. В середине прошлого века обнаружена самосинхронизация неуравновешенных роторов [1; 2] (дебалансных вибровозбудителей), установленных на одном вибрирующем органе, приводимых во вращение асинхронными двигателями. Два ротора на общем вибрирующем основании (несущем теле) вращаются с одной и той же частотой, тогда как те же роторы на неподвижном основании имеют различные частоты вращения. Эффект самосинхронизации дебалансных вибровозбудителей подобен эффекту, обнаруженному Гюйгенсом для часов: в обоих случаях имеет место взаимная синхронизация. Действительно, неуравновешенные роторы вызывают колебания несущего тела с частотой вращения, что обеспечивает способность отдельных подсистем реагировать друг на друга.

Постановка задачи

На сегодняшний день наибольшее распространение получили вибромашины с двумя дебалансными вибраторами [3], настроенными на зарезонансный режим работы. Такой режим работы неэффективен с точки зрения энергетических затрат, так как в колебательной системе циркулирует большая реактивная мощность. Резонансные режимы (энергетически эффективные) работы вибрационных машин практически нереализуемы ввиду их низкой стабильности в условиях обычного резонанса вынужденных колебаний. Явление самосинхронизации неуравновешенных роторов широко используется в вибротехнике, в то время как открытая более трёхсот лет тому назад самосинхронизация колеблющихся тел типа маятников не имеет промышленного применения. Однако благодаря изобретению [4] параметрических резонансных вибровозбудителей (рис. 1, а, б) появилась возможность одновременного использования эффектов самосинхронизации как колеблющихся тел типа маятников, так и вращающихся тел типа неуравновешенных роторов в одном устройстве. Задача сводится к раскачке (по принципу качелей) массивного рабочего органа вибромашины малым синхронным коллективным воздействием на него лёгких маятников ротора (рис. 1, б, в). Поставленная задача является весьма актуальной для инженерной механики и создания вибрационных энергосберегающих машин нового поколения.

На рис. 1 приведена динамическая модель вибрационной машины с параметрическим возбуждением [5]. Пара идентичных параметрических резонансных роторно-маятниковых вибровозбудителей 1, вращающихся в одном направлении, установлена на рабочем органе 2. Рабочий орган установлен на упругое изотропное основание 3. Демпфер 4 моделирует технологическую нагрузку. На рис. 1, б показана схема ротора параметрического вибровозбудителя. Ротор состоит из набора отдельных одинаковых уравновешенных дисков 5 (рис. 1, б). В каждом диске образованы три замкнутых беговых дорожки 6 кругового профиля, которые расположены через одинаковый угол, а их центры смещены от оси вращения ротора в диаметрально противоположных направлениях на одинаковые расстояния $AB = l$. На беговых дорожках размещены одинаковые уравновешенные тела качения (маятники) 7 массой m каждый с возможностью обкатки. Диски соединяются между собой в единую конструкцию так, что беговые дорожки одного диска повернуты относительно оси ротора на угол $\gamma_0 = \pi / s$ относительно другого (рис. 1, в), где s – число дисков (рассматривается $s = 2$). В результате образуется роторно-маятниковый возбудитель. Он содержит $N = 3s$ маятников, расположенных попарно в параллельных плоскостях, и в собранном виде массой m_0 жёстко закрепляется на приводном валу, который посредством подшипников устанавливается на рабочем органе массой M_0 . Приводные валы, оси которых параллельны, получают вращение от асинхронных двигателей, вынесенных из колебательной системы.

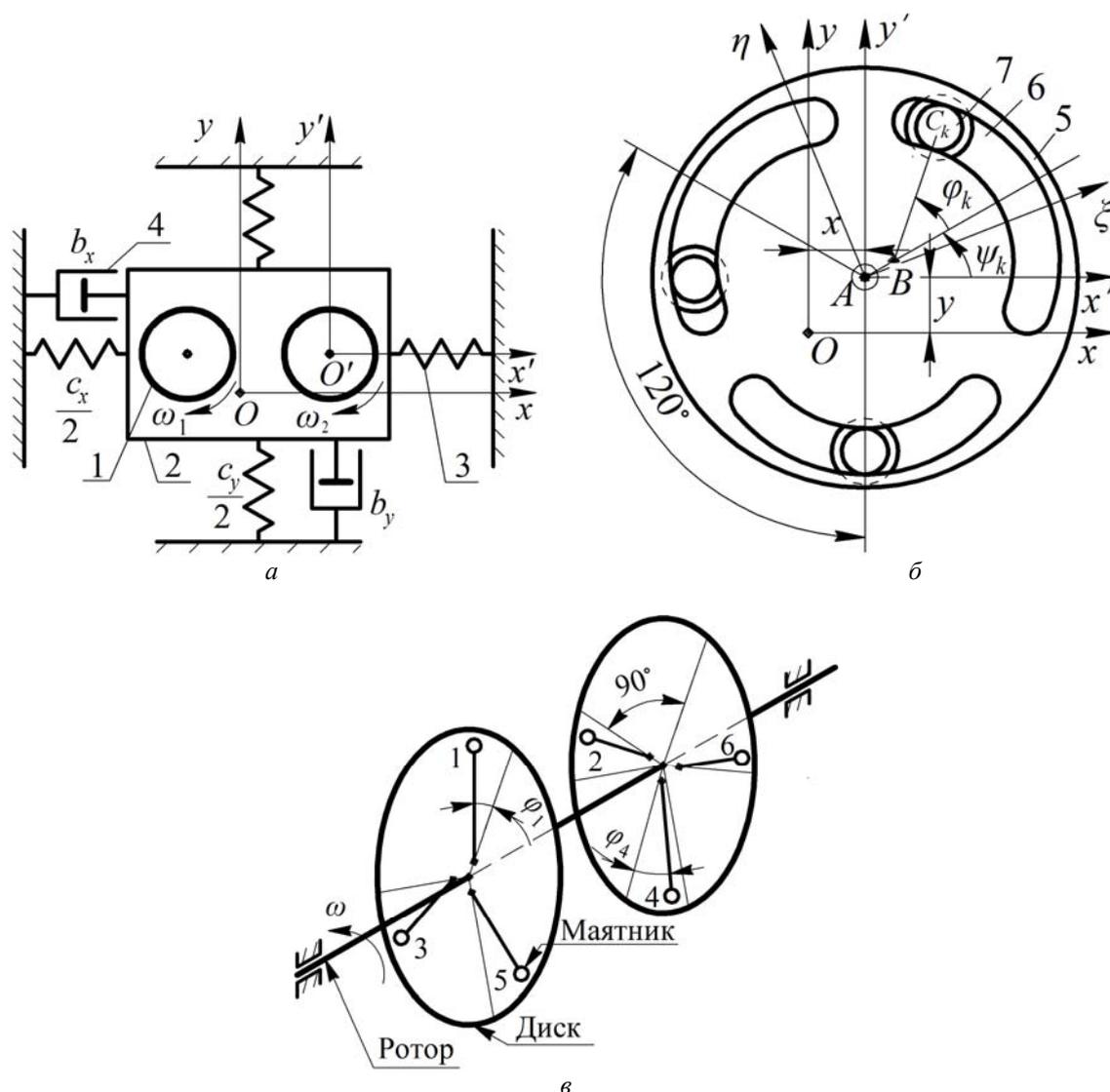


Рис. 1. Динамическая модель параметрически возбуждаемой вибрационной машины

Система координат $O'x'y'z'$ с началом в центре масс ротора (без тел качения) движется поступательно относительно неподвижной $Oxyz$, причём ось z' направлена по оси приводного вала. В положении статического равновесия оси x, x' и y, y' совпадают. Кроме того, с центром каждого диска связана подвижная система $A'x'y'z'$ (рис. 1, б), оси которой параллельны соответствующим осям системы $O'x'y'z'$. Вертикальная плоскость Oxy принимается за основную плоскость, относительно которой роторы возбуждателя и маятники совершают плоское движение.

Рассматриваются круговые колебания рабочего органа в направлении осей Ox , Oy . Необходимая форма траектории поступательных круговых колебаний в двух взаимно перпендикулярных направлениях обеспечивается упругим изотропным полем путём введения упругих элементов с одинаковой жёсткостью $c_x = c_y = c$. Ориентация центров кривизны беговых дорожек (осей обкатки) определяется углами $\psi_k^{(i)} = \omega_i t + 2\pi k/N$, $k = 1, 2, \dots, N$, где ω_i – парциальная частота вращения i -го вибровозбудителя. Положение маятников определяется углами φ_k , $k = 1, 2, \dots, N$.

Характеристики восстанавливающих сил и сил сопротивления задаются в виде

$$\begin{aligned} F_x &= c_x x + c_{1x} x^3, \quad F_y = c_y y + c_{1y} y^3, \\ R_x &= (b_x + b_{1x} x^2) \dot{x}, \quad R_y = (b_y + b_{1y} y^2) \dot{y}, \\ R_{\varphi_k} &= (\alpha + \alpha_1 \varphi_k^2) \dot{\varphi}_k, \quad k = 1, 2, \dots, N, \end{aligned}$$

где $c_x = c_y = c$ – суммарная жёсткость упругих элементов в направлении осей x, y соответственно; $c_{1x} = c_{1y} = c_1$ – коэффициент нелинейности упругих восстанавливающих сил в соответствующих направлениях; $b_x = b_y = b$, α – коэффициенты линейного демпфирования; $b_{1x} = b_{1y} = b_1$, α_1 – коэффициенты нелинейного демпфирования.

За обобщённые координаты принимаются углы $\varphi_k^{(i)}$, определяющие положения тел качения i -го вибровозбудителя ($k = 1, 2, \dots, N$), и перемещения x, y рабочего органа. Тогда математическая модель вибрационной машины на изотропном упругом основании описывается следующими уравнениями [6]:

$$\begin{aligned} \ddot{\varphi}_k + \nu^2 \tilde{\omega}^2 \varphi_k &= \nu^2 \left[\ddot{\tilde{x}} \left(\sin \tilde{\psi}_k + \varphi_k \cos \tilde{\psi}_k - \frac{1}{2} \varphi_k^2 \sin \tilde{\psi}_k \right) - \ddot{\tilde{y}} \left(\cos \tilde{\psi}_k - \varphi_k \sin \tilde{\psi}_k - \frac{1}{2} \varphi_k^2 \cos \tilde{\psi}_k \right) \right] + \\ &+ \beta_1 \nu^2 \tilde{\omega}^2 \varphi_k^3 - 2(\tilde{n}_0 + \tilde{h}_0 \varphi_k^2) \dot{\varphi}_k; \\ \ddot{\tilde{x}} + \tilde{x} &= \mu_0 \sum_{k=1}^N \left[(\ddot{\varphi}_k - \tilde{\omega}^2 \varphi_k) \sin \tilde{\psi}_k + 2\tilde{\omega} \dot{\varphi}_k \cos \tilde{\psi}_k - \frac{1}{2} \tilde{\omega}^2 \varphi_k^2 \cos \tilde{\psi}_k + \right. \\ &+ \varphi_k \ddot{\varphi}_k \cos \tilde{\psi}_k - 2\tilde{\omega} \varphi_k \dot{\varphi}_k \sin \tilde{\psi}_k + \dot{\varphi}_k^2 \cos \tilde{\psi}_k - \frac{1}{2} \varphi_k^2 \ddot{\varphi}_k \sin \tilde{\psi}_k + \\ &+ \left. \frac{1}{6} \tilde{\omega}^2 \varphi_k^3 \sin \tilde{\psi}_k - \tilde{\omega} \dot{\varphi}_k \varphi_k^2 \cos \tilde{\psi}_k - \varphi_k \dot{\varphi}_k^2 \sin \tilde{\psi}_k \right] - \beta_2 \tilde{x}^3 - 2(\tilde{n} + \tilde{h} \tilde{x}^2) \dot{\tilde{x}}; \\ \ddot{\tilde{y}} + \tilde{y} &= \mu_0 \sum_{k=1}^N \left[(-\ddot{\varphi}_k + \tilde{\omega}^2 \varphi_k) \cos \tilde{\psi}_k + 2\tilde{\omega} \dot{\varphi}_k \sin \tilde{\psi}_k - \frac{1}{2} \tilde{\omega}^2 \varphi_k^2 \sin \tilde{\psi}_k + \right. \\ &+ \varphi_k \ddot{\varphi}_k \sin \tilde{\psi}_k + 2\tilde{\omega} \varphi_k \dot{\varphi}_k \cos \tilde{\psi}_k + \dot{\varphi}_k^2 \sin \tilde{\psi}_k + \frac{1}{2} \varphi_k^2 \ddot{\varphi}_k \cos \tilde{\psi}_k - \\ &+ \left. - \frac{1}{6} \tilde{\omega}^2 \varphi_k^3 \cos \tilde{\psi}_k - \tilde{\omega} \dot{\varphi}_k \varphi_k^2 \sin \tilde{\psi}_k + \varphi_k \dot{\varphi}_k^2 \cos \tilde{\psi}_k \right] - \beta_2 \tilde{y}^3 - 2(\tilde{n} + \tilde{h} \tilde{y}^2) \dot{\tilde{y}}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mu_0 = \frac{m \rho_c}{Ml}$; $k = 1, 2, \dots, N$ ($N = 6$);

$\tilde{x} = \frac{x}{l}$, $\tilde{y} = \frac{y}{l}$ – безразмерные координаты; $\tau = \lambda_2 t$ – безразмерное время;

$\lambda_2 = \sqrt{\frac{c}{M_0}}$ – собственная частота рабочего органа;

$\tilde{\omega} = \frac{\omega}{\lambda_2}$ – безразмерная частота параметрического возбуждения;

$\tilde{n}_0 = \frac{n_0}{\lambda_2}$, $\tilde{n} = \frac{n}{\lambda_2}$ – безразмерные коэффициенты линейного демпфирования;

$$n_0 = \frac{\alpha}{2J_B}, n = \frac{b}{2M};$$

$$\tilde{h}_0 = \frac{h_0}{\lambda_2}, \tilde{h} = \frac{h}{\lambda_2} \text{ – безразмерные коэффициенты нелинейного демпфирования};$$

$$h_0 = \frac{\alpha_1}{(2J_B)}, h = \frac{b_1}{(2M)}, \beta_1 = \frac{1}{6};$$

$$\beta_2 = \gamma l^2 \text{ – коэффициент нелинейности упругих восстанавливающих сил};$$

$$\nu^2 = \frac{m\rho_c l}{J_B} \text{ – безразмерный параметр, определяющий собственную частоту качаний ма-}$$

ятников во вращающейся системе координат;

$$\gamma = \frac{c_1}{c};$$

J_B – момент инерции тела качения относительно оси обкатки;

$M = M_0 + m_0 + Nm$ – общая масса системы;

точка обозначает дифференцирование по τ .

Метод решения

Уравнения (1) описывают поведение $N + 2$ равноправных нелинейных осцилляторов и связи между ними. Первые N уравнений системы (1) описывают колебания осцилляторов вибровозбудителя как физических маятников с осями подвеса в центрах кривизны беговых дорожек во вращающейся системе координат $A\xi\eta\zeta$ (рис. 1, б).

Исследуется комбинационный параметрический резонанс [7], когда колебания в системе (1) возбуждаются на частотах λ_1 и λ_2 , связанных с частотой параметрического возбуждения $\tilde{\omega}$ соотношением

$$\tilde{\omega} = \lambda_1 + \lambda_2, \tag{2}$$

причём частоты генерации близки к собственным частотам, т.е. $\lambda_1 = \nu\tilde{\omega}$, $\lambda_2 = 1$, и не кратны между собой. При вертикальном расположении плоскости вращения ротора и настройке $\nu = 0,25$ влиянием сил тяжести маятников можно пренебречь.

Исследуем работу одного параметрического роторно-маятникового вибровозбудителя. Пусть ротор левого (рис. 1, а) вибровозбудителя равномерно вращается с угловой скоростью ω_1 . В результате порождается периодическое изменение во времени инертных свойств колебательной системы с периодом $2\pi / \omega_1$. При этом маятники возбудителя образуют подсистему N одинаковых осцилляторов качания с осями обкатки в центрах кривизны беговых дорожек и одинаковыми парциальными собственными частотами $\lambda_1^{(1)} = \nu\omega_1$ во вращающейся вместе с ротором системе координат. Вторая подсистема – это рабочий орган на изотропном упругом основании с парциальной собственной частотой $\lambda_2 = \sqrt{c/M}$, где c – жёсткость упругого основания, M – общая масса системы.

При настройке $\omega_1 = \lambda_1^{(1)} + \lambda_2$, $\nu = 0,25$ и выполнении порогового условия $\varepsilon > 4\nu\tilde{n}_0\tilde{n}/(1-\nu)$ самовозбуждается многократный комбинационный параметрический резонанс с возникновением коллективного взаимодействия осцилляторов роторно-маятникового возбудителя и рабочего органа. Здесь $\varepsilon = \nu^2 N\mu_0/2$ – коэффициент, про-

порциональный отношению общей массы маятников к массе всей системы (коэффициент возбуждения).

Колебательная система роторно-маятникового возбудителя синхронизируется на частотах $\omega_1 = \Omega_1^{(1)} + \Omega_2^{(1)}$, где $\Omega_1^{(1)} \approx \lambda_1^{(1)} = \nu\omega_1$, $\Omega_2^{(1)} \approx \lambda_2$ – некратные частоты генерации. Причём маятники в первом приближении совершают когерентные колебания по закону $\varphi_k^{(1)} = A_0 \cos(\Omega_1 t + 2\pi k/N)$, $k = 1, 2, \dots, N$. Вследствие синхронизации осцилляторов возбудителя по типу качающихся маятников (феномен Гюйгенса) их центр масс качания вращается вокруг оси z' (приводного вала) с частотой $\Omega_2^{(1)}$, описывая окружность в плоскости $O'x'y'$. Поскольку $\Omega_2^{(1)} \approx \lambda_2$, то неуравновешенная центробежная сила инерции возбуждает резонансные колебания рабочего органа, которые, в свою очередь, вызывают резонансные качания маятников. Таким образом, автоматически образуется неуравновешенность «невидимый дебаланс», который вращается с угловой скоростью $\Omega_2^{(1)}$, в то время как ротор возбудителя вращается с угловой скоростью ω_1 . При $\nu = 0,25$ угловая скорость вращения $\Omega_2^{(1)}$ «невидимого дебаланса» приблизительно на 25% ниже угловой скорости ω_1 ротора. Из (2) следует, что $\Omega_2^{(1)} = 0,75\omega_1$. Отметим, что в данном случае необходимая фазировка маятников получается само собой или, как образно пишет И.И. Блехман [1], автоматически как «дар природы» в силу собственных свойств системы. Благодаря самосинхронизации маятников возбудителя по феномену Гюйгенса компенсируется погрешность изготовления диска и маятников роторно-маятникового возбудителя. Введение упругого изотропного основания позволяет снизить порог возбуждения параметрического резонанса в два раза по сравнению с упругой однонаправленной системой, что вместе с эффектом самосинхронизации позволяет снизить массу маятников. Такое обстоятельство представляет практическую ценность, заключающуюся в повышении надёжности привода.

Исследуем совместную работу возбудителей I (рис. 1, а). При одновременном вращении роторно-маятниковых вибровозбудителей с близкими парциальными угловыми скоростями ω_1, ω_2 осуществляется их самосинхронизация по типу неуравновешенных роторов. В результате устанавливается синхронный режим, при котором общий центр масс качающихся маятников («невидимый дебаланс») каждого из вибровозбудителей вращается вокруг их осей с одинаковой угловой скоростью $\Omega_2 \approx \lambda_2$ в одинаковых направлениях, сообщая рабочему органу круговые колебания, тогда как угловые скорости самих роторов могут быть различными. При этом возникают суммарные вынуждающие силы инерции $F_x^И, F_y^И$ в направлении осей Ox, Oy соответственно:

$$\begin{aligned} (m_0 + M_0)\ddot{x} + b_x\dot{x} + b_{1x}x^2\dot{x} + c_x x + c_{1x}x^3 &= F_x^И, \\ (m_0 + M_0)\ddot{y} + b_y\dot{y} + b_{1y}y^2\dot{y} + c_y y + c_{1y}y^3 &= F_y^И. \end{aligned}$$

Частоты Ω_2 указанных сил инерции равны частоте генерации рабочего органа. Синхронный режим вращения «невидимых дебалансов» обеспечивает рабочий орган за счёт упругого основания. При совместной работе вибровозбудителей настройка колебательной системы на резонансные колебания приобретает вид

$$\omega = \lambda_1 + \lambda_2; \nu = 0,25; N = 6,$$

где $\omega = \frac{(\omega_1 + \omega_2)}{2}$ – среднее значение угловых скоростей вибровозбудителей; $\lambda_1 = \nu\omega_1$; $\lambda_2 = \sqrt{\frac{c}{M}}$. Резонансные частоты удовлетворяют соотношению $\omega_1^* - \Omega_1^{(1)} = \omega_2^* - \Omega_1^{(2)}$, где ω_1^* , ω_2^* – частоты вращения роторов вибровозбудителей; $\Omega_1^{(1)}$, $\Omega_1^{(2)}$ – частоты генерации маятников вибровозбудителей.

Маятники параметрических вибровозбудителей представляют собой нелинейные осцилляторы, колебания которых неизохронны. Вследствие этого их частоты зависят от амплитуды колебаний. Поэтому маятники могут как забирать энергию у рабочего органа, так и наоборот, когерентно отдавать ему свою энергию. Рабочий орган синхронизирует качания маятников вибровозбудителей так, что их центры масс обращаются вокруг осей вращения роторов с одинаковой частотой Ω_2 . В результате одновременно реализуется самосинхронизация колеблющихся тел типа маятников и вращающихся тел типа неуравновешенных роторов (роторно-маятниковая самосинхронизация).

Согласованная работа вибровозбудителей достигается самой системой без вмешательства извне и проявляется как результат процесса её самосинхронизации и самоорганизации. При этом реализуется самоуправляемое и самоподдерживаемое собственное движение рабочего органа за счёт слабых, но эффективных резонансных взаимодействий двух парциальных подсистем. Такие взаимодействия представлены на рис. 2 в виде зависимостей амплитуд рабочего органа A , маятников A_0 (рис. 2, а, б) и частот генерации λ_1, λ_2 от частоты параметрического возбуждения $\tilde{\omega}$ (рис. 2, в).

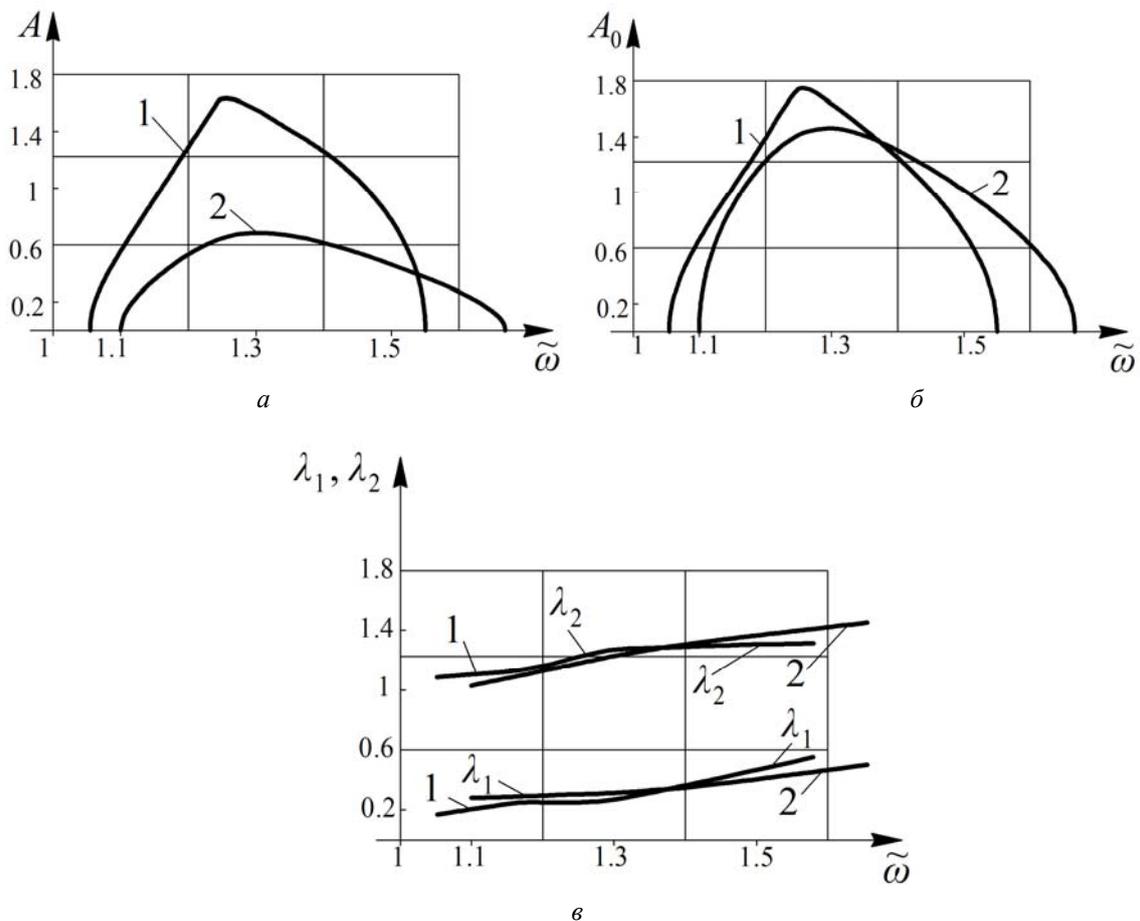


Рис. 2. Амплитудно-частотные характеристики и частоты генерации

Анализ результатов

Резонансная кривая 1 соответствует комбинационному резонансу при настройке $\varepsilon = 0,01$, $\nu = 0,25$, $\tilde{n}_0 = \tilde{n} = 0,02$, $\tilde{h}_0 = \tilde{h} = 0,04$, $\beta_2 = 0$. Резонансная кривая 2 построена для величин $\varepsilon = 0,01$, $\nu = 0,25$, $\tilde{n}_0 = 0,02$, $\tilde{n} = 0,12$, $\tilde{h}_0 = 0,03$, $\tilde{h} = 0,06$, $\beta_2 = 0$.

Из резонансных кривых (рис. 2, а) видно, что амплитуда колебаний рабочего органа падает менее чем в 2,5 раза, в то время как демпфирование увеличилось в шесть раз. Это объясняется увеличением амплитуды (положительная обратная связь) колебаний маятников (рис. 2, б), которые когерентно раскачивают рабочий орган. Рост колебаний ограничивает беговая дорожка (отрицательная обратная связь). Частоты генерации (рис. 2, в) удовлетворяют соотношению (2) комбинационного параметрического резонанса.

Анализ резонансных кривых показывает, что при линейном малогистерезисном упругом основании ($\beta_2 = 0$) резонансные кривые имеют максимум в окрестности частоты возбуждения $\tilde{\omega} = 1,33$, соответствующей точной настройке на комбинационный параметрический резонанс $\tilde{\omega} = \frac{1}{(1-\nu)}$. Работа вибрационной машины характеризуется высокой стабильностью рабочего резонансного режима колебаний. Их возбуждение достигается при весьма малых значениях коэффициента возбуждения ε ($\varepsilon \ll 1$). Это эквивалентно тому, что масса механизма роторно-маятникового возбудителя много меньше общей колеблющейся массы машины. Такое обстоятельство позволяет повысить энергонапряжённость вибрационного оборудования различного технологического назначения.

Эффекты одновременной маятниковой и роторной самосинхронизации подтверждены результатами экспериментальных исследований [8]. Колебательная система самосинхронизируется на частоте Ω_2 колебаний реактивной массы. При противоположном направлении вращения роторов вибровозбудителей осуществляются прямолинейные поступательные колебания реактивной массы машины.

Заключение

Параметрический роторно-маятниковый возбудитель аналогичен обычному дебалансному вибратору, в котором энергия вращения ротора более эффективно преобразуется в энергию механических колебаний рабочего органа вибрационной машины. Это реализуется за счёт обобщённого принципа самосинхронизации нового типа, который объединяет в себе два известных – самосинхронизацию качающихся тел типа маятников (феномен Гюйгенса) и самосинхронизацию вращающихся тел типа неуравновешенных роторов.

Использование обобщённого принципа роторно-маятниковой самосинхронизации позволяет снизить энергозатраты вибропривода, получить заданную форму колебаний рабочего органа и повысить надёжность вибрационных машин в целом.

Библиографический список

1. Блехман И.И. Синхронизация динамических систем. М.: Наука, 1971. 896 с.
2. Блехман И.И. Синхронизация в природе и технике. М.: Наука, 1981. 352 с.
3. Блехман И.И., Васильков В.Б., Ярошевич Н.П. О некоторых возможностях совершенствования вибрационных машин с самосинхронизирующимися инерционными вибровозбудителями // Вестник научно-технического развития. 2013. № 5 (69). С. 3-8.

4. Антипов В.И. Вибровозбудитель: патент РФ № 2072661; опубл. 27.01.1997; бюл. № 3.

5. Антипов В.И., Антипова Р.И. Способ возбуждения резонансных механических колебаний: патент РФ № 2441714; опубл. 10.02.2012; бюл. № 4.

6. Кошелев А.В. Эффективность вибрационной измельчительной машины с параметрическим возбуждением // Вестник машиностроения. 2016. № 5. С. 27-32.

7. Шмидт Г. Параметрические колебания. М.: Мир, 1978. 336 с.

8. Антипов В.И., Антипова Р.И., Кошелев А.В., Денцов Н.Н. Вибрационная транспортирующая машина: патент РФ № 253223; опубл. 27.10.2014; бюл. № 30.

ROTOR-PENDULUM SELF-SYNCHRONIZATION OF PARAMETRICAL VIBRATION GENERATORS ON AN ISOTROPIC ELASTIC FOUNDATION

© 2018

A. V. Koshelev Candidate of Science (Engineering), Research Associate of the Thematic Department of Development of Solid-State Accelerometers and Gyroscopes; Public Joint Stock Company Arzamas Scientific and Production Enterprise Temp-Avia, Arzamas, Russian Federation;
koshelevav88@mail.ru

N. N. Dentsov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Theoretical and Applied Mechanics; Nizhny Novgorod R.E. Alekseev State Technical University, Nizhny Novgorod, Russian Federation;
dentsovnn90@mail.ru

Significant improvement of dynamic characteristics of vibration machines on the basis of the use of resonant oscillatory systems with two or more degrees of freedom is proposed. It is shown that reasonable complication of models due to the increase in the number of degrees of freedom, taking account of nonlinearity makes it possible to increase reciprocal enhancement of vibrations of partial subsystems and to open additional opportunities in the development of new equipment and technologies. The involvement of objects of an oscillatory system in collective interaction is achieved on the basis of using compound resonances which occur in coupled systems only. Combination parametric resonance caused by pair-wise interaction of free modes of oscillations represents this kind of resonance. The results of theoretical and experimental studies of self-synchronization of parametric rotor-pendulum vibration generators installed on a common elastic isotropic foundation are presented in the paper. The dynamic model of a vibration machine is represented by a set of peer interacting nonlinear oscillators (pendulums) under resonant excitement of which the Huygens's effect, that is, pendulum clock-type self-synchronization (pendulum self-synchronization) occurs. One or several oscillators perform the functions of the working body of the vibration machine. Other oscillators of this system act as the inertial element of a rotor-pendulum vibration generator. It is shown that in the case of combined action of at least two rotors-pendulum vibration generators unbalanced rotor-type self-synchronization (rotor self-synchronization) takes place. Thus, the device under examination at the same time combines rotor and pendulum self-synchronization. The results of numerical modeling in the form of amplitude-frequency characteristics and dependences of generation frequencies on the frequency of parametric excitation are presented. It is established that the amplitude of the working body oscillations, due to resonant interactions with the generator pendulums, underreacts to an increase in damping. The sum of natural frequencies of pendulums and the working body meets the condition of combination parametric resonance over the whole range of the instability region.

Self-synchronization; rotor; pendulum; resonance; parametric vibration generator; imbalance; isotropic elastic foundation; oscillatory system.

Citation: Koshelev A.V., Dentsov N.N. Rotor-pendulum self-synchronization of parametrical vibration generators on an isotropic elastic foundation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 150-159. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-150-159

References

1. Blekhman I.I. *Sinkhronizatsiya dinamicheskikh system* [Synchronization of dynamic systems]. Moscow: Nauka Publ., 1971. 896 p.
2. Blekhman I.I. *Sinkhronizatsiya v prirode i tekhnike* [Synchronization in nature and equipment]. Moscow: Nauka Publ., 1981. 352 p.
3. Blekhman I.I., Vasilkov V.B., Yaroshevich N.P. Some opportunities of improvement of vibration machines with self-synchronized inertial vibration exciters. *Bulletin of Science and Technical Development*. 2013. No. 5 (69). P. 3-8. (In Russ.)
4. Antipov V.I. *Vibrovozбудitel'* [Vibration generator]. Patent RF, no. 2072661, 1997. (Publ. 27.01.1997, bull. no. 3)
5. Antipov V.I., Antipova R.I. *Sposob возбуждения резонансных механических колебаний* [Mode of excitation of resonant mechanical oscillations]. Patent RF, no. 2441714, 2012. (Publ. 10.02.2012, bull. no. 4)
6. Koshelev A.V. Effectiveness of vibrating mincing machine with parametric exciting. *Vestnik Mashinostroyeniya*. 2016. No. 5. P. 27-32. (In Russ.)
7. Schmidt G. *Parametererregte Schwingungen*. Berlin: VEB Deutscher Verl. der Wissenschaften, 1975. 313 p.
8. Antipov V.I., Antipova R.I., Koshelev A.V., Dentsov N.N. *Vibratsionnaya transportiruyushchaya mashina* [Vibration transporting machine]. Patent RF, no. 253223, 2014. (Publ. 27.10.2014, bull. no. 30)

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ОСТАНОВКИ УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ ОБРАЗЦЕ С НАДРЕЗОМ

© 2018

В. П. Сазанов кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
sazanow@mail.ru

С позиций линейной механики разрушения исследовано явление остановки развития усталостной трещины в цилиндрических образцах с концентраторами напряжений, подвергнутых технологическим операциям упрочнения поверхности. В качестве критерия рассмотрен коэффициент интенсивности напряжений (КИН), размах которого в случае циклического нагружения определяет скорость роста усталостной трещины. Расчётная часть исследования выполнена методом конечно-элементного моделирования с использованием комплекса ANSYS. Расчётный комплекс ANSYS, использующий метод конечно-элементного моделирования в форме перемещений, применён при определении коэффициента интенсивности напряжений при изгибе цилиндрического образца диаметром 10 мм с полукруглым надрезом радиусом 0,5 мм без упрочнения и с упрочнением поверхности. Установлено, что на начальном участке развития усталостной трещины КИН имеет два экстремума: максимальное и минимальное значение. Результаты расчёта показывают, что в случае цилиндрического образца с надрезом и с упрочнением поверхности минимальное значение КИН оказывается меньше его порогового значения, ниже которого трещина не развивается. Данный факт хорошо согласуется с результатами испытаний этих образцов, так как только в них были выявлены нераспространяющиеся трещины усталости. Также установлено, что при максимальном значении коэффициента интенсивности напряжений глубина трещины составляет величину, равную примерно 0,02 от наименьшего размера сечения цилиндрического образца. Проведённое исследование подтверждает обоснованность использования критерия среднеинтегральных остаточных напряжений для расчёта приращения предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов и деталей с концентраторами за счёт сжимающих остаточных напряжений.

Концентратор напряжений; нераспространяющаяся трещина усталости; линейная механика разрушения; коэффициент интенсивности напряжений; цилиндрический образец; конечно-элементное моделирование; предел выносливости.

Цитирование: Сазанов В.П. Исследование закономерностей остановки усталостной трещины в цилиндрическом образце с надрезом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 160-169. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-160-169

Введение

При испытаниях на усталость, а также при анализе эксплуатационных разрушений деталей машин, работавших при переменных нагрузках, наблюдаются случаи, когда возникшая усталостная трещина останавливается в своём развитии [1-3]. Это явление является характерным для деталей или образцов с концентраторами напряжений – галтелями, буртами, надрезами, неподвижными посадками, резьбой и рядом других видов. Но наиболее часто нераспространяющиеся трещины усталости проявляются в деталях с концентраторами напряжений и подвергнутых различным видам поверхностного упрочнения. В связи с этим принято различать пределы выносливости образцов и деталей по трещинообразованию и по разрушению. Для гладких поверхностно упрочнённых и неупрочнённых образцов разница между пределами выносливости по трещинообразованию и по разрушению практически отсутствует. Вместе с тем для упроч-

нённых деталей и образцов с концентраторами напряжений данные характеристики сопротивления усталости могут различаться значительно.

Явление остановки развития усталостной трещины весьма сложно и до настоящего времени ещё полностью не изучено. Нераспространяющиеся трещины были обнаружены экспериментально на практике и в столь различных условиях циклического деформирования образцов из самых разнообразных материалов, что невозможно было объяснить их существование с позиций единого механизма. Вместе с тем имеется много исследований, в которых предложены схемы, объясняющие природу появления нераспространяющихся трещин в частных случаях и в той или иной степени учитывающие действительное распределение напряжений, деформаций и свойств материала около вершины трещины. Реально, в зависимости от конкретных условий работы детали и свойств материала, действует некоторое сочетание факторов, результирующее действие которых и приводит к остановке развития усталостной трещины.

Сопротивление усталости материалов в общем случае зависит от трёх групп факторов, связанных, во-первых, с характером напряжённо-деформированного состояния (НДС) детали или образца, во-вторых, со свойствами материала, в-третьих, с воздействием окружающей среды. В основном именно с этих позиций и рассматриваются причины остановки роста усталостной трещины. Вместе с тем наибольшее распространение получили различные схемы, объясняющие причину существования нераспространяющихся усталостных трещин изменением напряжённого состояния у вершины трещины в связи с её ростом.

Отдельного внимания заслуживает рассмотрение причин остановки усталостной трещины с позиций линейной механики разрушения, так как в этом случае такая оценка результатов испытаний на усталость имеет то преимущество, что сведения, полученные на образцах различной конфигурации, могут быть приведены к единому сопоставимому виду. В этом случае результаты испытаний любых образцов, для которых существует точное решение для определения коэффициента интенсивности напряжений, могут быть сопоставлены по этому параметру без каких бы то ни было ограничений. Проще в этом случае осуществить переход от данных, полученных на лабораторных образцах, к реальным конструкциям. Основным параметром, обобщающим условия нагружения материала при вершине трещины, является коэффициент интенсивности напряжений K (КИН), зависящий одновременно от уровня нагружения и длины трещины. Перепад (размах) этого коэффициента $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$ определяет скорость роста усталостной трещины согласно уравнению, предложенному Пэрисом [1]:

$$dt / dN = C(\Delta K)^n, \quad (1)$$

где t – длина трещины; N – число циклов нагружения; C – константа, зависящая от свойств материала и режима нагружения; n – показатель степени, изменяющийся в зависимости от свойств материала от 1 до 6.

Экспериментально доказано [4], что существует минимальное значение K , ниже которого рост трещины невозможен. Зависимость отношения K_I / K_{IC} (где K_I – интенсивность напряжений у вершины исходной усталостной трещины, K_{IC} – критическая интенсивность напряжений или вязкость разрушения) от числа циклов до полного разрушения образца, характеризующая условия разрушения при циклическом деформировании, имеет асимптоту (рис. 1). Диаграмма на рис. 1 показана в полулогарифмических координатах и в предположении, что база испытаний на усталость $N_0 = 10^7$ циклов нагружения.

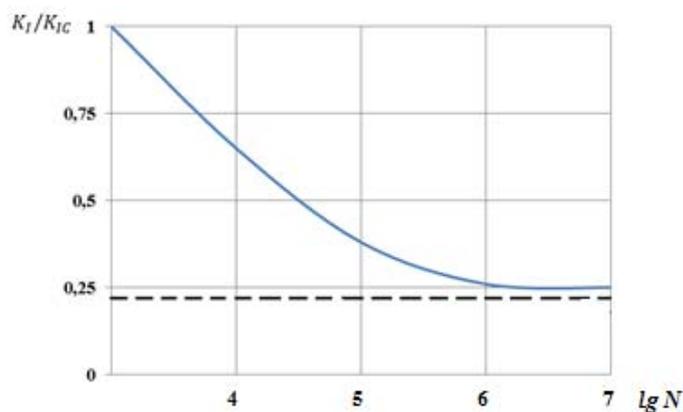


Рис. 1. Зависимость исходной интенсивности напряжений от числа циклов до разрушения

На практике в качестве параметра, соответствующего асимптоте на рис. 1, принимают пороговое значение коэффициента интенсивности напряжений [4], которое обозначается K_{th} и является характеристикой вязкости разрушения материала совместно с критическим значением K_{1c} .

Уравнение (1) описывает среднюю (линейную) область полной диаграммы усталостного разрушения, которая в большинстве случаев имеет S-образный вид (рис. 2).

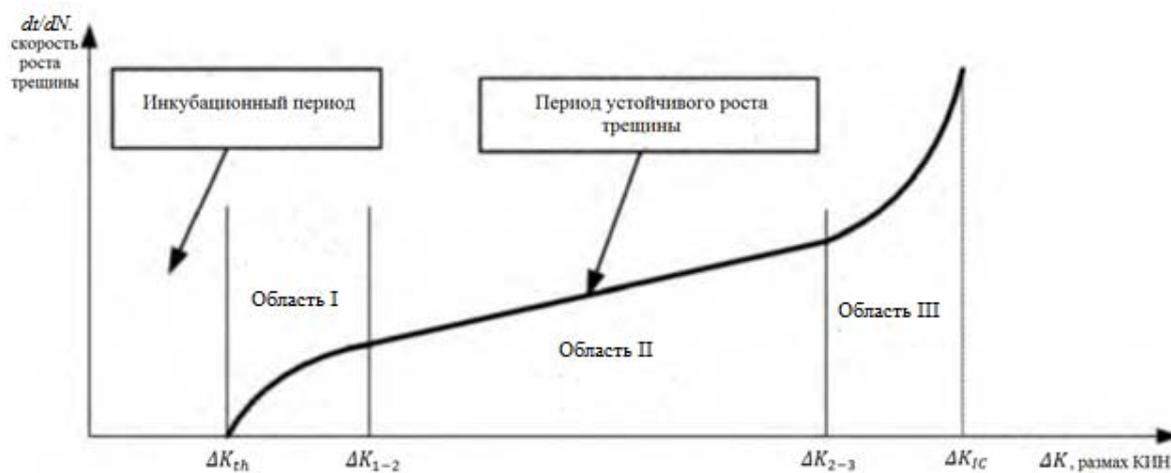


Рис. 2. Диаграмма усталостного разрушения в логарифмических координатах (схема):
 I, III – области низких и высоких скоростей роста трещины;
 II – область справедливости уравнения Пэриса

Отсюда следует, что для исследования закономерностей образования нераспространяющихся усталостных трещин с практической точки зрения наибольший интерес представляет область I низких скоростей роста трещины (рис. 2). В этом случае вполне обоснованно предположить, что остановка трещины может произойти, если при определенных условиях коэффициент интенсивности напряжений окажется ниже его порогового значения K_{th} . Поскольку решить подобную задачу и провести исследования с использованием приведённых в справочных материалах формул не представляется возможным, то были выбраны численные методы расчётов с использованием САЕ-систем (ANSYS). В исследовании рассматривалась трещина типа «разрыв», когда перемещения берегов трещины перпендикулярны её плоскости (тип I).

Постановка задачи

Решение задачи о влиянии глубины трещины на коэффициент интенсивности напряжений в деталях с концентраторами напряжений невозможно выполнить некоторым универсальным методом. Поэтому целесообразно рассмотреть частные случаи остановки усталостной трещины при испытаниях. При разработке методики прогнозирования предела выносливости упрочнённых деталей [5-7] был исследован значительный объём результатов испытаний на усталость. На основании этих исследований методами математической статистики было установлено, что критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости в упрочнённых деталях с концентраторами напряжений составляет $t_{кр} = 0,0216D$, где D – наименьший размер поперечного сечения детали. Анализ результатов измерения $t_{кр}$ показал, что её величина определяется только размерами поперечного сечения детали и не зависит от материала.

Поставлена задача определить с помощью расчётных методов закономерности образования нераспространяющейся трещины усталости в отдельном случае.

Метод решения

Для проведения исследования был выбран случай испытания на усталость цилиндрических образцов из стали 20 с полукруглым надрезом радиуса $\rho_0 = 0,5$ мм и диаметром гладкой части $d = 10$ мм, упрочнённых пневмодробеструйной обработкой (ПДО) [5]. При этом концентратор напряжений изготавливался после упрочняющей обработки поверхности. На представленной фотографии (рис. 3) чётко видна нераспространяющаяся трещина усталости 2, которая имеет концентрическую форму, так как в этом случае испытания на усталость проводились при чистом изгибе с вращением образцов.

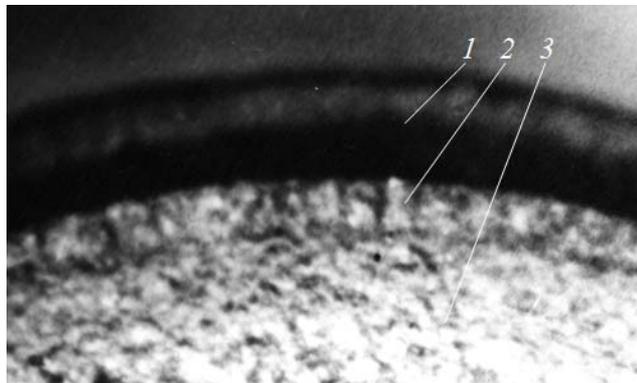


Рис. 3. Фрагмент излома упрочнённого дробью образца диаметром $d = 10$ мм с надрезом $\rho_0 = 0,5$ мм из стали 20:
1 – надрез; 2 – нераспространяющаяся трещина; 3 – зона долома

Отметим также, что нераспространяющаяся трещина усталости выделяется от зоны долома более светлым мелкозернистым фоном по причине длительного взаимного притирания берегов трещины после её остановки. В неупрочнённых образцах с концентраторами нераспространяющиеся трещины усталости обнаружены не были.

Расчётная часть исследований по установлению зависимости коэффициента интенсивности напряжений K_I от глубины трещины выполнялась методом конечно-элементного моделирования с использованием расчётного комплекса ANSYS.

Основные результаты исследований

В проведённом исследовании в зависимости от размера трещины изучено изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I в цилиндрических образцах диаметром $d = 10$ мм с концентратором в виде полукруглого надреза радиусом $\rho_0 = 0,5$ мм с упрочнением поверхности и без упрочнения. В среде программного продукта ANSYS был проведён расчёт K_I при следующих условиях:

- решалась статическая упругая задача;
- материал образца принимался изотропным с механическими характеристиками стали 20 ($\sigma_T = 395$ МПа; $\sigma_B = 522$ МПа; $\delta = 26,1\%$; $\psi = 65,9\%$);
- моделирование остаточного напряжённо-деформированного состояния выполнено методом термоупругости [8] с использованием расчётно-экспериментальной зависимости осевых остаточных напряжений σ_z по толщине упрочнённого слоя a [5;9], приведённой на рис. 4.

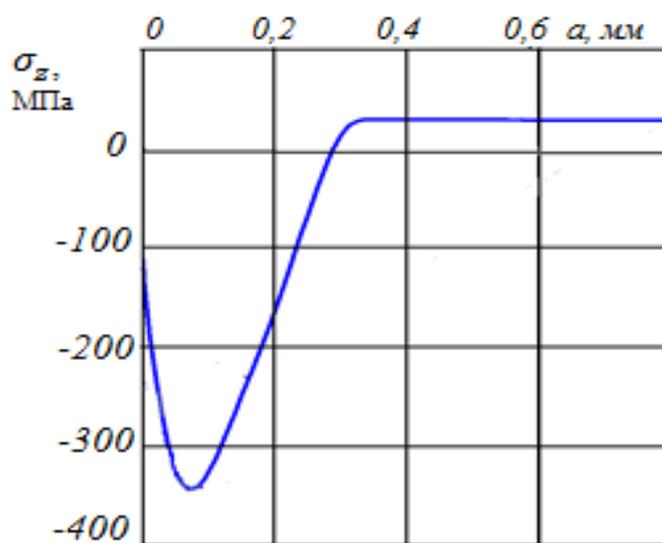


Рис. 4. Остаточные напряжения в гладких сплошных образцах диаметром $d = 10$ мм из стали 20 после пневмодробеструйной обработки

При моделировании был использован гармонический осесимметричный конечный элемент типа PLANE183 объёмного НДС с восемью узлами. Граничные условия назначались исходя из условия симметрии модели. На торце (без надреза) задавалась распределённая нагрузка, изменяющаяся по гармоническому закону по окружности и соответствующая изгибающему моменту, который создаёт в наименьшем сечении максимальные растягивающие напряжения 137,5 МПа [5]. Данное значение напряжений соответствует пределу выносливости σ_{-1} , которое было получено при испытаниях упрочнённых образцов. Отметим, что предел выносливости неупрочнённых образцов составил 120 МПа. Изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I при увеличении глубины трещины t для образцов с упрочнением поверхности и без упрочнения показано на рис. 5.

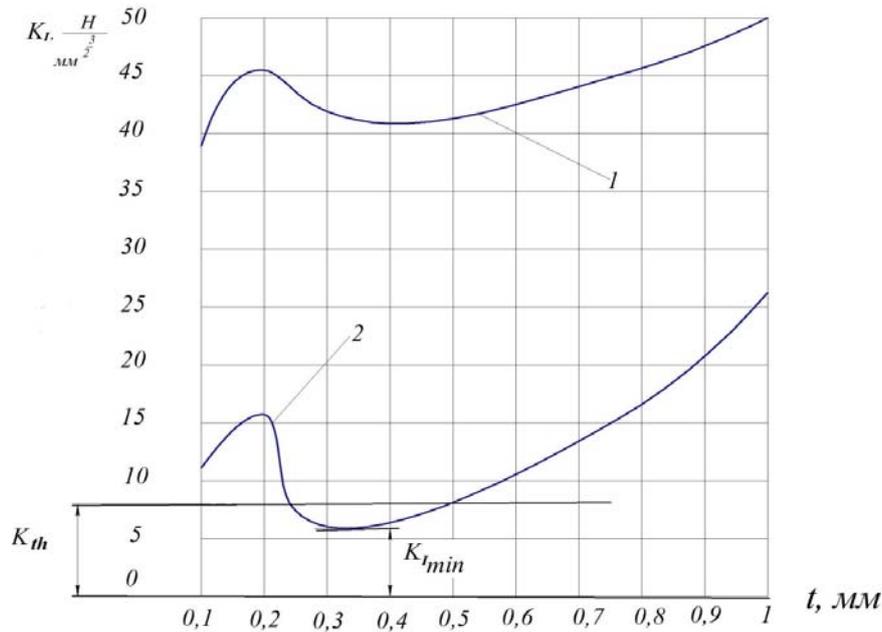


Рис. 5. Изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I при увеличении глубины трещины в образцах диаметром $d=10$ мм с надрезом $\rho_0 = 0,5$ мм из стали 20:
 1 – поверхность без упрочнения; 2 – поверхность упрочнена (ПДО)

Значения коэффициентов интенсивности напряжений K_I , приведённые на рис. 5 в виде зависимостей 1 и 2, определялись применительно к максимальному напряжению при изгибе 137,5 МПа, при котором в упрочнённых образцах были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости. Необходимо отметить, что наличие сжимающих остаточных напряжений в упрочнённом слое образцов с концентратором приводит к значительному снижению коэффициента интенсивности напряжений на рассматриваемом интервале размеров трещины. Вполне очевидно предположить, что это обстоятельство является причиной повышения предела выносливости упрочнённых деталей по сравнению с неупрочнёнными.

Из данных рис. 5 следует, что для образцов рассматриваемого размера с концентратором на начальном участке роста трещины наблюдаются два экстремума коэффициента интенсивности напряжений – максимальное и минимальное значения. Следует отметить, что в упрочнённом образце значительно выше разница (размах) между экстремальными значениями. Причина такого характера зависимости K_I от размера трещины для образцов с концентратором следующая. Исходное поле напряжений оказывает влияние только на напряжения, необходимые для возникновения трещины. В начальный период развития из-за малой длины, несмотря на очень высокий градиент напряжений у её вершины, трещина оказывает незначительное влияние на исходное поле напряжений у концентратора. Однако, начиная с некоторой глубины, при которой влияние концентратора ослабевает, а размер трещины становится значительным, определять дальнейшее развитие трещины начинает концентрация напряжений у её вершины. Необходимым условием развития трещины является наличие в образце к этому моменту напряжений, величина которых полностью определяется трещиной как концентратором напряжений. В этот момент образцы с любыми концентраторами напряжений превращаются в образцы с одинаковым и предельно резким концентратором напряжений – трещиной. Остановка роста трещины возможна в том случае, когда минимальное значение K_I будет меньше его порогового значения K_{It} . Судя по характеру зависимо-

стей рассмотренных образцов такое возможно только в образцах с концентратором и упрочнённой поверхностью. Приведённое на рис. 5 значение K_{th} принято в соответствии со справочными материалами работы [4] для конструкционных сталей. В неупрочнённых образцах с концентраторами нераспространяющиеся трещины усталости обнаружены не были. Таким образом, полученные результаты расчёта достаточно точно подтверждаются результатами испытаний на усталость рассматриваемых образцов [5].

Как и в ранее проведённых исследованиях [10], установлено, что коэффициент интенсивности напряжений K_I достигает максимального значения при глубине трещины, равной примерно $0,02D$, где D – диаметр в наименьшем сечении детали (образца). Отметим, что положение экстремума не зависит от того, упрочнена или неупрочнена поверхность образцов. Полученный результат достаточно точно согласуется с размером критической глубины t_{kp} нераспространяющейся трещины усталости для сплошных цилиндрических образцов и деталей с концентраторами напряжений, определяемый по формуле $t_{kp} = 0,0216D$ [5;6]. Из этого вытекает весьма важное определение, что t_{kp} – это граница влияния концентратора напряжений на коэффициент интенсивности напряжений K_I и, соответственно, на скорость роста усталостной трещины, но при этом ещё значительным остаётся влияние при вершине трещины концентрации сжимающих остаточных напряжений от упрочнённого слоя детали. Поэтому вполне обоснованно проводить оценку влияния сжимающих остаточных напряжений на приращение предела выносливости на границе, соответствующей критической глубине нераспространяющейся трещины усталости t_{kp} .

Дополнительно необходимо показать правомочность применения положений линейной механики разрушения в рассматриваемом случае, в котором при испытаниях на усталость были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости. Как известно [4], коэффициент интенсивности напряжений есть мера напряжений в окрестности вершины трещины, но он сохраняет своё значение только тогда, когда зона пластичности мала. Только в этом случае можно утверждать, что степень распространения трещины за цикл будет также определяться коэффициентом интенсивности напряжений.

Выполним оценку коррекции на зону пластичности по Ирвину [11] для плоского деформированного состояния:

$$r_p^* \approx \frac{1}{6\pi} \cdot \frac{K_I^2}{\sigma_T^2},$$

где r_p^* – расстояние от вершины трещины до края зоны пластичности; σ_T – предел текучести материала.

Для рассматриваемого случая при $\sigma_T = 395$ МПа, $K_I \approx 16$ Н/мм^{3/2} (рис. 5):

$$r_p^* = 0,000087 \text{ мм.}$$

Для глубины трещины $t = 0,02D = 0,18$ мм это составляет всего 0,048%.

На основании полученного результата можно утверждать, что положения линейной механики разрушения на этапе остановки трещины усталости будут соблюдаться.

Заключение

С позиций линейной механики разрушения причиной остановки развития усталостной трещины в цилиндрических образцах с надрезом и упрочнённой ПДО поверхностью является падение коэффициента интенсивности напряжений K_I ниже уровня его порогового значения K_{th} на критической глубине. Результаты расчётов показали достаточное совпадение с результатами испытаний на усталость цилиндрических образцов диаметром $d = 10$ мм с полукруглым надрезом $\rho_0 = 0,5$ мм из стали 20.

Библиографический список

1. Кудрявцев П.И. Нераспространяющиеся усталостные трещины. М.: Машиностроение, 1982. 174 с.
2. Кудрявцев П.И., Морозова Т.И. Развитие усталостных трещин в сталях в связи с поверхностным наклёпом // Сб. статей «Исследования по упрочнению деталей машин». М.: Машиностроение, 1972. С. 194-200.
3. Кудрявцев П.И. Некоторые особенности строения трещин усталости в низкоуглеродистой стали // В сб.: «Повышение прочности и долговечности деталей машин». № 110. М.: Машиностроение, 1969. С. 105-113.
4. Трощенко В.Т., Покровский В.В., Прокопенко А.В. Трещиностойкость металлов при циклическом нагружении. Киев: Наукова Думка, 1987. 256 с.
5. Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Вакулюк В.С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. 125 с.
6. Павлов В.Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 1988. № 8. С. 22-26.
7. Павлов В.Ф. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение II. Полые детали // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 1988. № 12. С. 37-40.
8. Сазанов В.П., Чирков А.В., Самойлов В.А., Ларионова Ю.С. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 3 (27), ч. 3. С. 171-174.
9. Иванов С.И. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок // Сб. трудов «Остаточные напряжения». Вып. 53. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1971. С. 32-42.
10. Кирпичёв В.А., Сазанов В.П., Сургутанов Н.А., Шадрин В.К. О связи коэффициента интенсивности напряжений и нераспространяющейся трещины усталости // Сборник материалов X Всероссийской научной конференции по механике деформируемого твёрдого тела. Т. 2. Самара: Самарский государственный технический университет, 2017. С. 23-25.
11. Брок Д. Основы механики разрушения. М.: Высшая школа, 1980. 368 с.

ANALYSIS OF THE MECHANISM OF FATIGUE CRACK ARREST IN A CYLINDRICAL NOTCHED SPECIMEN

© 2018

V. P. Sazanov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Strength of Materials;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sazanow@mail.ru

The phenomenon of fatigue crack arrest in surface-hardened cylindrical specimens with stress concentrators is examined from the perspective of linear fracture mechanics. The stress intensity coefficient (SIC) is considered as the criterion, its scope determines the speed of fatigue crack growth in the case of cyclic loading. The calculations of the study were carried out by the Finite Elements Modeling method using the calculation complex ANSYS. The calculation complex ANSYS that uses the Finite Elements Modeling method in the form of displacements was applied to determine the stress intensity coefficient under bending of cylindrical surface-hardened and non-hardened specimens with the diameter of 10 mm with a semicircular notch with the radius of 0,5 mm. It is established that the stress intensity coefficient has two extremes in the initial area of the fatigue crack development: the minimum and maximum values. The results of the calculation indicate that the minimum value of SIC is lower than its threshold value below which the crack does not develop in the case of a cylindrical surface-hardened notched specimen. This fact is in good agreement with the results of tests of these specimens as non-propagating fatigue cracks were revealed in these specimens only. It is also established that the depth of a crack is approximately 0,02 of the minimum size of the section of a cylindrical specimen for the maximum value of the stress intensity coefficient. The study carried out validates the use of the criterion of average integral residual stresses to calculate the increase of the endurance limit of surface-hardened specimens and parts with stress concentrators due to compressive residual stresses.

Stress concentrator; non-propagating fatigue crack; linear fracture mechanics; stress intensity coefficient; cylindrical specimen; finite-element modeling; endurance limit.

Citation: Sazanov V.P. Analysis of the mechanism of fatigue crack arrest in a cylindrical notched specimen. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 160-169. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-160-169

References

1. Kudryavtsev P.I. *Nerasprostranyayushchiesya ustalostnye treshchiny* [Nonpropagating fatigue cracks]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1982. 174 p.
2. Kudryavtsev P.I., Morozova T.I. *Razvitie ustalostnykh treshchin v stalyakh v svyazi s poverkhnostnym naklepom. Sb. statey «Issledovaniya po uprochneniyu detaley mashin»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1972. P. 194-200. (In Russ.)
3. Kudryavtsev P.I. *Nekotorye osobennosti stroeniya treshchin ustalosti v nizkouglerodistoy stali. V sb. «Povyshenie prochnosti i dolgovechnosti detaley mashin»*. No. 110. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1969. P. 105-113. (In Russ.)
4. Troshchenko V.T., Pokrovskiy V.V., Prokopenko A.V. *Treshchinostoykost' metallov pri tsiklicheskom nagruzhении* [Crack resistance of metals under cyclic loading]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1987. 256 p.
5. Pavlov V.F., Kirpichev V.A., Vakulyuk V.S. *Prognozirovanie soprotivleniya ustalosti poverkhnostno uprochnennykh detaley po ostatochnym napryazheniyam* [Prediction of fatigue strength of surface hardened components by residual stresses]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2012. 125 p.
6. Pavlov V.F. Influence of a value and a distribution of residual stresses in the surface layer of a part with a concentrator on the endurance limit. Report 1. Solid parts. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1988. No. 8. P. 22-26. (In Russ.)

7. Pavlov V.F. The influence of a value and a distribution of residual stresses in the surface layer of a part with a concentrator on the endurance limit. Report II. Hollow parts. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 1988. No. 12. P. 37-40. (In Russ.)

8. Chirkov A.V., Sazanov V.P., Samoylov V.A., Larionova Y.S. Modeling of redistribution of residual stresses in the cylindrical specimens after advancing surface plastic forming. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3 (27), part 3. P. 171-174. (In Russ.)

9. Ivanov S.I. K opredeleniyu ostatochnykh napryazheniy v tsilindre metodom kolets i polosok. *Sb. trudov «Ostatochnye napryazheniya»*. Iss. 53. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1971. P. 32-42. (In Russ.)

10. Kirpichyov V.A, Sazanov V.P., Surgutanov N.A., Shadrin V.K. On the connection between the stresses intensity coefficient and non-propagating crack critical depth. *Proceedings of the Tenth Russian Conference on Solid Mechanics*. V. 2. Samara: Samara State Technical University Publ., 2017. P. 23-26. (In Russ.)

11. Broek D. Elementary engineering fracture mechanics. Leyden, 1974.

СПОСОБ ОРГАНИЗАЦИИ ДАННЫХ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ МНОГОМЕРНОГО МАССИВА АКТУАЛЬНОЙ АНАЛИТИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ В АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЕМ

© 2018

А. С. Картамышев – начальник группы автоматизации задач управления предприятием;
АО «Информационные спутниковые системы»
имени академика М.Ф. Решетнёва», г. Железногорск;
kartam@iss-reshetnev.ru

Предлагается способ организации и хранения информации для формирования многомерного массива связанных актуальных данных, отражающих задокументированный факт осуществления хозяйственных операций в едином информационном пространстве. Раскрывается суть предлагаемого способа, основанная на структурировании данных, соответствующих первичным документам, детализированных до логически завершённых хозяйственных операций и имеющих жёсткие связи между собой. Описывается опыт создания автоматизированной системы управления на базе разработанного способа организации и хранения данных о хозяйственной деятельности. Предлагается использовать полученный массив структурированных данных для интеграции с функциональными учётными системами, служащими для автоматизации основных процессов в управлении предприятием, на базе формируемой OLAP-системы. Приводятся примеры внешних воздействий на автоматизированные системы управления и пути устранения возникающих при этом проблем. Показывается решение задачи о сопряжении в управленческом учёте бюджета доходов и расходов и бюджета движения денежных средств. Делаются выводы о положительном эффекте внедрения автоматизированной системы управления предприятием на основе разработанного способа организации и хранения фактических данных о покупках, продажах и собственных затратах и их связи с функциональными автоматизированными системами.

Автоматизированная система управления предприятием; OLAP-система; связь первичных документов; единое информационное пространство.

Цитирование: Картамышев А.С. Способ организации данных при формировании многомерного массива актуальной аналитической информации в автоматизированной системе управления предприятием // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 170-179.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-170-179

Для принятия взвешенных и своевременных управленческих решений на предприятиях ракетно-космической отрасли (РКО) необходимо иметь постоянное наличие актуальной и непротиворечивой информации о состоянии всех проходящих в организации процессах. Для создания такой возможности нужно внедрять на предприятиях системы, позволяющие проводить аналитическую обработку больших объёмов данных в реальном времени. Такие системы, как правило, основаны на OLAP-решениях (*Online Analytical Processing*), представляющих собой мощную технологию обработки и исследования данных. Системы, построенные на основе технологии OLAP, предоставляют практически безграничные возможности по составлению отчётов и выполнению сложных аналитических расчётов. OLAP-системы нашли своё применение во многих вопросах управления организацией: экономическое и финансовое планирование, бюджетирование, подготовка финансовой отчётности, анализ работы, хранение данных. При достаточно хорошо развитых системах планирования, интегрированных с OLAP-системами, можно решать такие вопросы как управление эффективностью бизнеса, стратегическое планирование, прогнозирование развития, имитационное моделирование внешней и внутренней среды организации [1].

В основе работы OLAP-системы лежит обработка многомерных массивов данных. Многомерные массивы устроены так, что каждый элемент массива имеет множество связей с другими элементами. Пользователь OLAP-системы получает необходимые данные в структурированном виде в соответствии со своим запросом [1]. Чтобы сформировать многомерный массив, OLAP-система должна получить исходные данные из функциональных систем, поддерживающих соответствующие процессы. Наполнение может происходить автоматически или через внешний ручной ввод обработанных данных. Это утверждение действительно, если речь идёт о приобретаемых у сторонних производителей информационных системах автоматизации различных процессов, в том числе и OLAP-решение. При таком варианте построения автоматизированной системы управления предприятием (АСУП) OLAP-система наполняется и поддерживается путём регламентированной перегрузки подготовленных данных из функциональных подсистем в заранее спроектированное хранилище данных с определённой структурой, посредством чего осуществляется интеграция этих подсистем. При комплексной автоматизации процессов управления предприятием одним разработчиком программного обеспечения (ПО) основой OLAP-системы может являться единое информационное пространство (ЕИП) со структурированными связанными базовыми данными, которое можно создать при интеграции различных учётных систем, отвечающих за определённые процессы в системе управления предприятием. Хорошо спроектированное и правильно организованное ЕИП даёт возможность анализировать актуальную, связанную, непротиворечивую информацию по различным аналитическим признакам, что напрямую влияет на повышение качества и своевременность управленческих решений.

Основа управленческих решений высшего менеджмента находится в непрерывном анализе хозяйственной деятельности предприятия с учётом влияния внешней и внутренней сред. Данные о протекающих на предприятии бизнес-процессах хранятся и учитываются в различных информационных системах, соответствующих логике процессов. Обычно для предприятий РКО классическими функциональными автоматизированными системами являются:

- PM-система (англ. Project Management) – управление проектами;
- MES-система (англ. Manufacturing Execution System) – управление производственными процессами;
- PDM-система (англ. Product Data Management) – управления данными об изделии;
- SCM-система (англ. Supply Chain Management) – управления цепями поставок;
- CRM-система (англ. Customer Relationship Management) – управление отношениями с клиентами;
- ERP-система (англ. Enterprise Resource Planning) – планирование ресурсов предприятия;
- PLM-система (англ. Product Lifecycle Management) – управления жизненным циклом продукции.

Системы управления проектами и MES отвечают за стратегические, календарные и оперативные планы достижения поставленных целей, в ERP аккумулируются данные о всевозможных ресурсах предприятия и планы по содержанию их в надлежащем состоянии. В этих системах рождаются различные потребности, имеющие прямое и косвенное отношение к достижению поставленных целей. Обеспечение же необходимыми потребностями фиксируется в системах SCM и CRM и поддерживается системами экономического планирования и финансового контроллинга. В PDM хранятся документы с результатами создания основного продукта, являющиеся объектами учёта, а PLM-система является обобщающей для всех разнотипных данных и предназначена для объединения информации о хозяйственных операциях по проекту и результатов деятель-

ности с понятием жизненного цикла создаваемой продукции. Данные о результатах хозяйственной деятельности всего предприятия в денежном выражении учитываются и хранятся в системе бухгалтерского учёта, организованного по заранее определённым правилам, в утверждённых на законодательном уровне нотациях. В бухгалтерском учёте хранится весь факт достижения намеченных планов и генерируется унифицированная отчётность для контролирующих органов. Оперативные управленческие решения, как правило, лежат в плоскости управления текущей хозяйственной деятельностью и взаимоотношениями с контрагентами, имеют вес в денежном эквиваленте и рассматриваются через призму системы управления проектами.

В распространённых автоматизированных системах принятия решений основными источниками информации для анализа работы предприятия и взаимоотношений с контрагентами служат: бухгалтерский баланс, приложения к балансу, оборотные ведомости, карточки аналитического учёта, первичные документы, журналы-ордера и ведомости синтетического учёта, другие отчётные формы. Эти отчётные формы показывают агрегированное состояние деятельности за определённый период и не позволяют оценить эффективность управления по конкретным продуктам [2-4]. Для анализа финансово-экономической деятельности предприятия в разрезе проектов, договоров, контрагентов, статей бюджетного плана и других аналитических регистров в обычных автоматизированных системах бухгалтерского учёта требуется большое количество аналитических признаков с различных участков учёта, отвечающих за ввод первичных данных. Как правило, для анализа в бухгалтерском учёте необходимо иметь сальдо по аналитическим счетам и набор первичных документов текущего периода. При таком подходе анализ осложняется тем, что в бухгалтерском учёте есть регламент обработки документов и формирования сальдо, первичные документы представляют собой разные сущности со своими принципами хранения и обработки данных, аналитика в бухгалтерских счетах трудно поддерживается.

Для принятия своевременных управленческих решений, у которых, как правило, есть денежная оценка, необходимо иметь возможность получать актуальную непротиворечивую информацию из одного источника, интегрированного со всеми функциональными учётными системами. Чтобы иметь возможность оперативно ориентироваться во всех системах, нужно структурировать данные о проходящих процессах и разрабатывать инструменты для поддержания и анализа полученного многомерного массива. В качестве базы для создания многомерного массива, чтобы не поддерживать искусственно созданные сущности, целесообразно выбрать данные, отождествлённые с первичными документами о взаимоотношениях с контрагентами, и данные о затратах на собственные работы, на которых строится управленческий, бухгалтерский и налоговый учёты. Важно, чтобы бухгалтерский учёт и налоговый учёт строились на данных из CRM, SCM, MES-систем и имели с ними устойчивые связи, не позволяющие допущение разногласий на различных участках учёта соответствующих информационных систем. Эти же связи во многом определяют хозяйственные операции и соответствующие им бухгалтерские проводки. Внося требуемые аналитические признаки в первичные документы и в бухгалтерские проводки, можно структурировать данные, тем самым подготавливая их для последующего анализа. А при применении определённого способа связывания первичных документов можно получить стабильный куб данных, подходящий для всестороннего анализа.

При проектировании OLAP-системы для предприятий РКО с описанными выше параметрами разработан способ организации ЕИП, в котором есть возможность проводить оперативный анализ хозяйственной деятельности для принятия своевременных управленческих решений. Разработанный способ организации, хранения и увязки данных, отражающих факт совершения различных хозяйственных операций на предприя-

тии, лёг в основу ПО обработки первичных документов. Суть способа состоит в том, что весь финансово-хозяйственный учёт на предприятии условно делится на два направления.

Первое – это затраты на собственные или внутренние работы, преимущественно с ресурсами, и трансформация объектов учёта из одного состояния в другое с денежной оценкой. Внутренние затраты, как правило, рассчитываются по установленным нормативам, стабильны, аккумулируются в бухгалтерском учёте. Для анализа этих затрат данные о них нужно хранить с достаточной детализацией и с необходимой аналитикой. Эти структурированные данные являются одной из частей многомерного массива OLAP-системы.

Второе – это взаимоотношения со сторонними организациями с денежной оценкой. Это то поле деятельности, на котором управленческие решения рассматриваются ежедневно. Такого рода решения принимаются с учётом актуальной информации о текущих обязательствах из функциональных систем планирования и ограничениях из систем финансового контроллинга. Эта часть OLAP-системы содержит в себе информацию о взаимоотношениях с контрагентами, для структурирования которой определены условные сущности:

1. «Продажа» – товары, работы, услуги, которые предприятие продаёт и за которые предприятию платят денежные средства, и приравненные к ним обязательства.

2. «Покупка» – товары, работы, услуги, которые предприятие приобретает для создания объектов продажи и за которые предприятие платит денежные средства, и приравненные к ним обязательства.

Помимо чистых покупок и продаж выделяются ещё такие сущности, как взаимозачёты и давальческое сырьё, но эти процессы реализуются в рамках описанных сущностей «Покупка» и «Продажа» с некоторыми допущениями и взаимосвязями.

Финансово-хозяйственные отношения с контрагентами осуществляются по договорам. Для сущности «Продажа» – это договоры с заказчиками, которым предприятие продаёт результаты своей деятельности, а для сущности «Покупка» – это поставщики материалов, ресурсов, покупных изделий, работ и услуг, необходимых для создания объектов продажи. Затраты на само производство этих объектов продажи фиксируются в учёте собственных работ в разрезе заказов, открытых в системе управления проектами, где для внешних заказов основаниями служат договоры с заказчиками. Внутренние заказы учитывают затраты на обслуживание и развитие инфраструктуры предприятия, регистрируются в системе управления вспомогательным производством. Связывая в рамках разработанного способа отражения первичных документов по покупкам, продажам и собственным затратам, получаем выстроенный детализированный управленческий учёт. Связь осуществляется посредством увязки договора с заказчиком с договорами с поставщиками через открытый заказ в интегрированной системе управления проектами. В бухгалтерском учёте происходит контроль и фиксирование тех же хозяйственных операций с той же аналитикой со связкой с первичными документами. При применении разработанного способа связи первичных хозяйственных операций в бухгалтерском и управленческом учёте отпадает необходимость держать в каждой из них полный набор аналитик, связанных с приходом, расходом и внутренним переделом. Эти данные легко найти и проанализировать в многомерном массиве OLAP-системы. При таком подходе актуальность данных поддерживается в одном месте – там, где рождается первичный документ.

Для автоматизированного определения принадлежности первичных документов и бухгалтерских проводок проходящим на предприятии процессам, необходимо увязывать соответствующие им информационные потоки с учитываемыми документами. Вышеописанный способ организации и хранения данных лёг в основу алгоритма для

создания на АО «ИСС» автоматизированной системы учёта финансово-экономических задач. Разработанная система связывает оба направления финансово-хозяйственного учёта с управленческим и бухгалтерским учётом, в основе которых лежат детализированные хозяйственные операции с необходимой аналитикой и фиксированные связи между ними, образуя многомерный массив структурированных данных или OLAP-решение.

В АСУП эти процессы и соответствующие им информационные потоки для эффективного функционирования необходимо объединить в один сквозной процесс [5] и контролировать правильность и полноту увязки данных в хранилищах базы данных (БД) через специальные интерфейсы ввода данных.

Для поддержания процесса формирования структурированного массива данных при автоматизации финансово-экономической части автоматизированной системы управления предприятием разработаны основные модули «Покупки» и «Продажи». Здесь вводятся, регистрируются и учитываются все первичные документы, осуществляется контроль их исполнения. Основной целью этих модулей является создание единого информационного пространства посредством «связи» первичных документов между собой. Документы связываются по принципу принадлежности друг другу, где один документ является основанием для порождения другого, либо документы являются двумя концами одной хозяйственной операции. Документы увязываются как полностью, так и частично на сумму, отождествляющую вес в денежном выражении той или иной хозяйственной операции. Актуальные связи документов хранятся в таблицах базы данных и поддерживаются через интерфейсы пользователей с набором правил и ограничений, соответствующих разработанной логике. В результате формируется ЕИП, содержащее актуальную и непротиворечивую информацию о состоянии всех хозяйственных операций, имеющих в своём основании хотя бы один из перечисленных первичных документов. Это позволяет проводить анализ деятельности предприятия через финансово-экономическое отражение бизнес-процессов в реальном времени, что повышает прозрачность и точность в управлении. Создаётся аналитическая база для принятия своевременных и обоснованных управленческих решений, а также осуществляется предварительный финансовый контроль на правомерность осуществления финансовых операций и их характеристик. Экономятся временные ресурсы и, как следствие, повышается мобильность и эффективность управления.

ЕИП, образованное модулями «Продажи» и «Покупки», представляет собой хранилище структурированных данных, соответствующих первичным документам, детализированных до логически завершённых хозяйственных операций и имеющих жёсткие связи между собой. Связи документов и детализация осуществляются через специальные программные средства, контролирующие логику учётной политики предприятия и ограничения на проведение операций. Учёт хозяйственных операций в модулях «Продажи» и «Покупки» осуществляется в разрезе договоров с заказчиками и исполнителями соответственно. При таком способе организации и хранения информации каждая строка данных представляет собой законченную хозяйственную операцию, произведённую на определённую сумму с определёнными аналитическими признаками: проект, договор с контрагентом, статья бюджетного планирования, валюта, вид продукции, назначение платежа и другие. Если в строке более одного документа, то это рассматривается как набор хозяйственных операций с одной аналитикой. Наличие определённых документов, их атрибуты и аналитические признаки в информационном пространстве дают полную информацию для анализа финансово-хозяйственной деятельности с контрагентами на предприятии.

В результате реализации описываемого способа структурирования вносимой информации анализ кредиторской и дебиторской задолженности предприятия с контр-

агентами легко делается на основании данных из модулей «Покупки» и «Продажи». По своей сути анализ сводится к формированию различных срезов данных по множественным критериям. Так, для получения кредиторской задолженности в модуле «Покупки» нужно найти информацию о полученных и неоплаченных товарах, работах, услугах, а для получения дебиторской задолженности в модуле «Продажи» нужно найти информацию о поступивших в реализацию и неоплаченных товарах, работах, услугах. Так же анализируется информация по авансам, выданным и полученным [1]. Используя в параметрах поиска классификационные признаки внутренней учётной политики и информацию из договоров и бюджетных статей, в рамках которых ведётся хозяйственная деятельность, можно оперативно получить глубоко детализированную «картину» взаимоотношений с контрагентами в реальном времени, не дожидаясь, когда документы будут проведены через бухгалтерский учёт и появится определённая отчётность.

Связывая разнотипную информацию между собой разработанным способом и маркируя строки в базе данных необходимой аналитикой, производим организацию многомерного массива и структурирование базовых данных, на которых строится внутренний учёт. Значение суммы связи в каждой строке показывает вес в денежном эквиваленте каждого набора аналитики, характеризующего минимальные (единичные) логические хозяйственные операции. И чем больше аналитических признаков использовано в учёте, тем проще формировать отчётность для внешних потребителей. При таком подходе структурирования и хранения данных на сервере БД отпадает необходимость иметь различные решения, выполняющие функции SCM и CRM-систем. Любой факт совершения какой-либо хозяйственной операции можно запросить из сформированного ЕИП, организованного в виде OLAP-системы.

Внедрив на предприятии такого рода OLAP-решение – автоматизированную систему хранения и анализа финансово-экономической информации, на её основе можно достраивать информационные подсистемы, предназначенные для управления процессами планирования, оптимизации и контроля, те системы, в которых рождаются, учитываются и согласовываются данные, предшествующие первичным документам. Наличие таких подсистем на предприятиях зависит, как правило, от уровня развития системы управления в целом и от объёмов выполняемых работ. Зачастую эти подсистемы на предприятиях используются как отдельные решения и требуют постоянного ввода данных из предшествующих источников. К таким подсистемам относятся системы управления проектами, производством, ресурсами, закупками, системы бюджетирования. Если же разработанную OLAP-систему использовать в качестве фундамента, на котором строится АСУП, то на его базе можно интегрировать типовые функциональные информационные подсистемы, охватывающие и детализирующие основные бизнес-процессы в управлении предприятием [6-8].

Функциональные системы отвечают за определение сути потребностей, их объёмов и сроков появления необходимых ресурсов в виде товаров, работ и услуг в рабочем процессе. В этих системах планируется создание объектов учёта и продажи и формируются затраты на их производство. Для корректной увязки плановых величин с фактическими в ЕИП важно создаваемые объекты учёта в базе данных детализировать с учётом требуемой аналитики, тем самым организуя вторую сторону OLAP-системы, отвечающую за план обеспечения предприятия необходимыми ресурсами. Организованная на таких принципах OLAP-система, увязанная через аналитические признаки с системой управления проектами, берёт на себя функции MES-, ERP-, SCM- и CRM-систем. Развивая АСУП в этой же парадигме, можно легко увязать информацию о плановых и фактических показателях затрат и выручки для объекта учёта с системой управления данными об изделии (PDM), после чего созданная OLAP станет значительной частью PLM-системы, отвечающей за управление жизненным циклом продукции.

При такой организации и хранении актуальных данных в OLAP-системе решается задача сопряжения основных форм представления информации в управленческом учёте: бюджет доходов и расходов (БДР) и бюджет движения денежных средств (БДДС), так как они основаны на едином источнике данных о факте совершенных хозяйственных операций с денежной оценкой. Плановые цифры для этих бюджетов должны составляться из функциональных систем планирования различных процессов на предприятии. Связь двух главных бюджетных форм по фактическим показателям предоставляет возможность проводить анализ эффективности работы на определённый момент времени предприятия в целом [9; 10].

Большим преимуществом поддержания такого рода ЕИП является возможность массового дополнения или перекодирования информации при появлении возмущающих воздействий из нестабильной внешней среды в виде новых условий, законов и требований: можно масштабировать и видоизменять данные при появлении новых критериев оценки, группировки или детализации учитываемых событий. К таким факторам также относятся постоянно меняющиеся правила сдачи различной отчётности, а также часто вводимые новые правила организации хозяйственной деятельности и справочники федерального значения.

Достоверность данных в системе поддерживается самими пользователями и контролируется средствами автоматизированной системы. Система спроектирована так, что любая информация вносится один раз в месте возникновения, в дальнейшем развивается, дополняется, детализируется и проверяется на различных участках учёта и контроля. Отчётность в различных бизнес-процессах строится на введённых в ЕИП данных о первичных документах, являющихся отражением этих сущностей. Построенная таким образом OLAP-система становится основополагающей для управленческих решений, так как основана на реальных данных из первичных документов и отражает факт совершаемой хозяйственной деятельности. При интеграции с функциональными системами появляется возможность формировать планируемые показатели в нотациях, подходящих для анализа деятельности предприятия в реальном моменте времени. В запросах к БД плановые показатели можно сопоставлять с фактическими через аналитические признаки, хранящиеся в унифицированных структурах первичных документов, проводя тем самым план-факт анализ и расширяя границы OLAP-системы в сторону планирования.

При таком подходе в функциональных учётных системах закрепляется ответственность внутри предприятия за выполнение тех или иных работ, направленных на достижение общей цели – создание конечного продукта. Привязанный к планируемым операциям факт выполнения даёт возможность оценить работу ответственных подразделений в привычных для управленца нотациях с денежной составляющей.

Организация ЕИП финансово-экономических процессов на основе увязки унифицированных первичных документов с функциями частичного учёта для отражения сути хозяйственных операций даёт возможность создания на предприятии всеохватывающей автоматизированной системы учёта фактических показателей хозяйственных операций с минимальными затратами на её развертывание и сопровождение. Развитие же АСУП в функциональных направлениях, повышающих детализацию и качество планирования, зависит от наличия требований контролирующих органов и необходимости в этом у высшего менеджмента. При увязывании текущей информации из различных процессов с проектом в АСУП появляется возможность поднимать текущую информацию на высший уровень принятия решений. Этим повышается оперативность влияния на ход реализации проектов, повышается точность планирования процедур закупки, бюджетов доходов и расходов и движения денежных средств, осуществляется предварительный контроль расходования денежных средств.

О целесообразности разработки АСУП на основе описанного способа формирования OLAP-системы можно судить по следующим результатам внедрения на АО «ИСС».

Численность сотрудников отделов, обрабатывающих основной объём информации, практически не увеличилась при значительном увеличении объёма обрабатываемых документов.

Значительное увеличение внешних запросов от контролирующих органов не привело к пропорциональному увеличению числа сотрудников, работающих в этом сегменте.

Несмотря на постоянное увеличение количества внешних запросов и проверок, имеющиеся сотрудники справляются с подготовкой отчётности, поскольку базовые детализированные и структурированные данные хранятся в созданной OLAP-системе и имеют достаточную аналитику.

Поскольку разработанное OLAP-решение позволяет не увеличивать штат работников финансово-экономического направления, а разработка собственного ПО для АСУП избавляет от необходимости постоянных затрат на информационные технологии, то экономию предприятия можно оценить в 70 миллионов рублей в год.

Библиографический список

1. Менеджмент качества. http://www.kpms.ru/Automatization/OLAP_system.htm
2. Картамышев А.С., Негляд Е.В. Оперативный анализ финансово-хозяйственной деятельности предприятия // Сборник материалов III научно-технической конференции молодых специалистов ОАО «ИСС» «Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем». Железногорск: ООО «Информационные спутниковые системы» им. М. Ф. Решетнёва, 2014. С. 250-252.
3. Радина В.А. Создание новых методологических подходов к финансовому управлению // Учёт. Анализ. Аудит. 2015. № 3. С. 115-121.
4. Якутин Ю.В. Требование шестого технологического уклада к цифровому управлению: принцип связанности кодированных показателей финансово-хозяйственной деятельности предприятий // Менеджмент и бизнес-администрирование. 2016. № 4. С. 59-82.
5. Кочетов А.Г. Новационные бизнес-процессы. Пошаговая технология разработки, внедрения и контроля выполнения. М.: Эксмо, 2009. 142 с.
6. Добровольский А. Интеграция приложений: методы взаимодействия, топология, инструменты // Открытые системы. СУБД. 2006. № 9. С. 30-34.
7. Схиртладзе А.Г., Лазарева Т.Я., Мартемьянов Ю.Ф. Интегрированные системы проектирования и управления. М.: Издательский центр «Академия», 2010. 352 с.
8. Ладыженский Г. Интеграция приложений такая, как она есть. <http://citforum.ru/gazeta/50/>
9. Хруцкий В.Е., Гамаюнов В.В. Внутрифирменное бюджетирование. Настольная книга по постановке финансового планирования. М.: Финансы и статистика, 2006. 464 с.
10. Лащев Е., Митрофанова Е., Рузаева Э. Бюджетирование. Руководство к действию. М.: Акцион-Медиа, 2010. 144 с.

ARRANGEMENT OF DATA FOR THE FORMATION OF A MULTIDIMENSIONAL ARRAY OF ESSENTIAL INSIGHTS IN AUTOMATED ENTERPRISE MANAGEMENT SYSTEM

© 2018

A. S. Kartamyshev Head of Enterprise Management Automation Group;
JSC Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk,
Krasnoyarsk region, Russian Federation;
kartam@iss-reshetnev.ru

The article proposes a way of organizing and storing information to generate a multidimensional array of related current data that reflect a documented fact of performing economic operations in a common information space. The proposed method is based on structuring the data conforming to primary documents, detailed to logically complete economic operations and rigidly interconnected. The essence of the method is discussed in the paper. The experience of creating an automated control system on the basis of the developed method of organizing and storing data on economic activity is described. We propose to use the resulting array of structured data for integration with functional accounting systems to automate basic processes in enterprise management on the basis of the generated OLAP system. Examples of external influences on the automated control systems and ways of troubleshooting are described. Conclusions about the positive effect of introducing an automated system of enterprise management based on the developed method of organizing and storing actual data about purchases, sales and own expenses, as well as their relationship to functional automated systems are drawn.

Automated enterprise control system; OLAP system; relation of primary documents; common information space.

Citation: Kartamyshev A.S. Arrangement of data for the formation of a multidimensional array of essential insights in automated enterprise management system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 170-179. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-170-179

References

1. *Menedzhment kachestva* [Quality management]. Available at: http://www.kpms.ru/Automatization/OLAP_system.htm
2. Kartamyshev A.S., Neglyad E.V. Operativnyy analiz finansovo-khozyaystvennoy deyatelnosti predpriyatiya. *Sbornik materialov III nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh spetsialistov OAO «ISS» «Razrabotka, proizvodstvo, ispytaniya i ekspluatatsiya kosmicheskikh apparatov i sistem»*. Zheleznogorsk: Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems Publ., 2014. P. 250-252. (In Russ.)
3. Radina V.A. Creating new methodological approaches to financial management. *Accounting. Analysis. Auditing*. 2015. No. 3. P. 115-121. (In Russ.)
4. Yakutin Yu.V. The requirement of the 6th technological paradigm to digital management: the principle of relatedness of coded financial and economic activity indicators of enterprises. *Management and Business Administration*. 2016. No. 4. P. 59-82. (In Russ.)
5. Kochetov A.G. *Novatsionnye biznes-protsessy. Poshagovaya tekhnologiya razrabotki, vnedreniya i kontrolya vypolneniya* [Novation business processes. Step-by-step technology of development, introduction and control over performance]. Moscow: Eksmo Publ., 2009. 142 p.
6. Dobrovolskiy A. Application integration: methods of interaction, topology, tools. *Open systems. DBMS*. 2006. No. 9. P. 30-34. (In Russ.)
7. Skhirtladze A.G., Lazareva T.Ya., Martem'yanov Yu.F. *Integrirovannyye sistemy proektirovaniya i upravleniya* [Integrated systems of design and management]. Moscow: Izdatel'skiy Tsentr «Akademiya» Publ., 2010. 352 p.
8. Ladyzhenskiy G. *Integratsiya prilozheniy takaya, kak ona est'* [Application integration as it is]. Available at: <http://www.citforum.ru/gazeta/50/>

9. Khrutskiy V.E., Gamayunov V.V. *Vnutrifirmennoe byudzhetrovanie. Nastol'naya kniga po postanovke finansovogo planirovaniya* [In-firm budgeting: Handbook on the organization of financial planning]. Moscow: Finansy i Statistika Publ., 2006. 464 p.

10. Lashchev E., Mitrofanova E., Ruzaeva E. *Byudzhetrovanie. Rukovodstvo k deystviyu* [Budgeting Instruction manual]. Moscow: Action-Media Publ., 2010. 144 p.