

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

СИНТЕЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ВЫСОТЕ МЕТОДОМ БЭКСТЕППИНГА <i>С. А. Ахрамович, А. В. Баринов, В. В. Мальшев, А. В. Старков</i>	7
ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОГО ПОВОРОТА ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ ЛИНЕАРИЗАЦИИ <i>В. Л. Балакин, С. А. Ишков, А. А. Храмов</i>	23
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ МАЛОЦИКЛОВОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБРАЗЦОВ С КОНЦЕНТРАТОРОМ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ РАСТЯЖЕНИИ-СЖАТИИ <i>С. А. Букатый, А. В. Пахоменков, Г. А. Солнцев, А. С. Букатый</i>	37
ТОЧНОСТЬ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ВЗАИМНЫМ МЕТОДОМ ПРИ ГРУППОВОМ ПОЛЁТЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ <i>А. Д. Голяков, А. М. Ричняк</i>	47
ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЛОКАЛЬНЫМ ПОВЕРХНОСТНЫМ ЛЕГИРОВАНИЕМ <i>Л. В. Денисов, А. Г. Бойцов, М. В. Силуянова</i>	58
РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БИРОТАТИВНОГО ВЕНТИЛЯТОРА СО СВЕРХВЫСОКОЙ СТЕПЕНЬЮ ДВУХКОНТУРНОСТИ <i>Я. М. Дружинин, В. И. Милешин, А. А. Россихин</i>	68
БИОЛОГИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ VI-NOM ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ СЕМЕЙСТВА SAMSAT <i>В. П. Захаров, В. Н. Конюхов, П. И. Бахтинов Е. В. Молчков, Д. В. Корнилин, С. Г. Коновалов</i>	80
НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ ПУТЁМ ДОВЕДЕНИЯ ИХ ДО РАЗРУШЕНИЯ В ЛЁТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ <i>П. И. Иванов, С. М. Куринный, М. М. Криворотов, Г. В. Шмерова</i>	91

МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОГО МАКЕТА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д» <i>А. А. Иголкин, А. И. Сафин, А. Г. Филипов</i>	100
---	-----

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИМПЕДАНСА КРУПНОГАБАРИТНОЙ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕЙ КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЗВУКА В КАНАЛЕ С ЗАДАННЫМ АЗИМУТАЛЬНЫМ МОДАЛЬНЫМ СОСТАВОМ <i>И. А. Корин, В. В. Пальчиковский, В. В. Павлоградский</i>	109
---	-----

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ УЗЛОВ ТРЕНИЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ПУТЁМ НАНЕСЕНИЯ НАПЫЛЯЕМЫХ ПОКРЫТИЙ ИЗ КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИТОВ <i>М. В. Силюянова, А. О. Фертиков</i>	122
---	-----

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ГАЗОВОЙ ЛИСТОВОЙ ШТАМПОВКИ С ПОРШНЕВЫМ МУЛЬТИПЛИКАТОРОМ ДАВЛЕНИЯ <i>А. Ю. Боташев, Р. А. Байрамуков</i>	132
--	-----

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ С УЧЁТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ <i>В. Ф. Павлов, В. А. Кирпичёв, П. Е. Киселев, А. А. Швецова</i>	144
---	-----

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДИК РАСЧЁТА ТЕПЛОТЫДЕЛЕНИЯ В РАДИАЛЬНО-УПОРНЫХ ШАРИКОПОДШИПНИКАХ <i>Н. И. Петров, Ю. Л. Лаврентьев</i>	154
--	-----

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРОЧНЯЮЩЕЙ ОБРАБОТКИ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОНСТРУКЦИОННЫХ СТАЛЕЙ <i>В. П. Сазанов, В. Ф. Павлов, О. Ю. Семёнова, А. А. Прохоров</i>	164
--	-----

НАГРЕВ И ПЛАВЛЕНИЕ НАСЫПНЫХ КУСКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ <i>В. Л. Федяев, П. П. Осипов, А. В. Беляев, Л. В. Сироткина</i>	174
--	-----

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

РАЗРАБОТКА МНОГОПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКОГО WEB-ИНТЕРФЕЙСА СИСТЕМЫ КАК ИНСТРУМЕНТА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ ПАКЕТОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ИНЖЕНЕРНЫХ ЗАДАЧ <i>А. Н. Даниленко, И. А. Жданов</i>	183
---	-----

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

BACKSTEPPING SYNTHESIS OF THE HEIGHT CONTROL SYSTEM OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE <i>S. A. Akhramovich, A. V. Barinov, V. V. Malyshev, A. V. Starkov</i>	7
OPTIMIZATION OF SPACE VEHICLE COMBINED ORBITAL PLANE CHANGE MANEUVER ON THE BASIS OF THE SUCCESSIVE LINEARIZATION METHOD <i>V. L. Balakin, S. A. Ishkov, A. A. Khramov</i>	23
FORECASTING LOW-CYCLE FATIGUE LIFE OF GAS-TURBINE ENGINE PARTS BY THE METHOD OF EQUIVALENT TESTS FOR SPECIMENS WITH STRESS CONCENTRATOR UNDER EXTENSION-COMPRESSION <i>S. A. Bukatyy, A. V. Pakhomenkov, G. A. Solntsev, A. S. Bukatyy</i>	37
ACCURACY OF AUTONOMOUS NAVIGATION BY THE MUTUAL METHOD IN THE CASE OF A GROUP FLIGHT OF SPACE VEHICLES <i>A. D. Golyakov, A. M. Richnyak</i>	47
ASSURING PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF GAS-TURBINE ENGINE PARTS AND ASSEMBLIES USING ELECTROSPARK DOPING <i>L. V. Denisov, A. G. Boytsov, M. V. Siluyanova</i>	58
COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF AERODYNAMIC AND ACOUSTIC CHARACTERISTICS OF AN ULTRAHIGH-BYPASS RATIO COUNTER-ROTATING FAN <i>Ya. M. Druzhinin, V. I. Mileshin, A. A. Rossikhin</i>	68
BIOLOGICAL MODULE “BiNOM” FOR CUBESATS OF THE SAMSAT FAMILY <i>V. P. Zakharov, V. N. Konyukhov, P. I. Bakhtinov, E. V. Molchkov, D. V. Kornilin, S. G. Konovalov</i>	80
PROBLEMATIC ISSUES OF ASSESSING THE STRENGTH OF AXISYMMETRIC PARACHUTE SYSTEMS BY CONDUCTING BREAKDOWN TESTS IN FLIGHT EXPERIMENTS <i>P. I. Ivanov, S. M. Kurinnyy, M. M. Krivorotov, G. V. Shmerova</i>	91

MODAL ANALYSIS OF THE DYNAMIC MOCKUP OF “AIST–2D” SMALL SPACECRAFT <i>A. A. Igolkin, A. I. Safin, A. G. Filipov</i>	100
---	-----

DETERMINATION OF LARGE-SIZE LINER IMPEDANCE BASED ON NUMERICAL SIMULATION OF SOUND PROPAGATION IN A DUCT WITH SPECIFIED AZIMUTHAL MODAL STRUCTURE <i>I. A. Korin, V. V. Palchikovskiy, V. V. Pavlogradskiy</i>	109
--	-----

IMPROVEMENT OF FRICTION UNITS OF POWER PLANTS BY APPLYING CERAMIC COMPOSITE SPRAY COATINGS <i>M. V. Siluyanova, A. O. Fertikov</i>	122
--	-----

MECHANICAL ENGINEERING

DEVELOPMENT AND RESEARCH OF A DEVICE FOR GAS SHEET STAMPING WITH A PISTON PRESSURE MULTIPLIER <i>A. Yu. Botashev, R. A. Bayramukov</i>	132
--	-----

PREDICTION OF ENDURANCE LIMIT OF HARDENED PARTS WITH ACCOUNT OF OPERATIONAL FACTORS <i>V. F. Pavlov, V. A. Kirpichev, P. E. Kiselev, A. A. Shvetsova</i>	144
--	-----

COMPARISON OF HEAT GENERATION ESTIMATION METHODS FOR ANGULAR CONTACT BALL BEARINGS <i>N. I. Petrov, Yu. L. Lavrentyev</i>	154
---	-----

EVALUATING THE EFFICIENCY OF HARDENING TREATMENT OF CYLINDRICAL PARTS MADE OF STRUCTURAL STEELS <i>V. P. Sazanov, V. F. Pavlov, O. Yu. Semyonova, A. A. Prokhorov</i>	164
---	-----

HEATING AND MELTING OF BULK LUMP MATERIALS <i>V. L. Fedyayev, P.P. Osipov, A. V. Belyaev, L.V. Sirotkina</i>	174
--	-----

INFORMATION SCIENCE, COMPUTING TECHNOLOGY AND CONTROL

DEVELOPMENT OF A MULTIUSER SYSTEM WEB-INTERFACE AS A TOOL OF USING MATHEMATICAL PACKAGES FOR SOLVING ENGINEERING TASKS <i>A. N. Danilenko, I. A. Zhdanov</i>	183
--	-----

СИНТЕЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ВЫСОТЕ МЕТОДОМ БЭКСТЕППИНГА

© 2018

- С. А. Ахрамович** старший преподаватель кафедры 604 «Системный анализ и управление»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
akhramovichsa@gmail.com
- А. В. Барин** аспирант кафедры 604 «Системный анализ и управление»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
alphard.ayer@gmail.com
- В. В. Малышев** доктор технических наук, заслуженный деятель наук РФ, профессор, заведующий кафедрой 604 «Системный анализ и управление»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
veniaminmalyshev@mail.ru
- А. В. Старков** кандидат технических наук, доцент кафедры 604 «Системный анализ и управление»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
starkov@goldstar.ru

Рассматривается синтез системы управления беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с мягким крылом, к которым относятся параплан, аэрошют и паралёт. Приведено описание и показана схема БПЛА, рассматриваются силы и моменты, действующие на него в продольной плоскости. Математическая модель движения БПЛА описывается в связанной системе координат. Непосредственно управление осуществляется двигателем тяги. Двигатель тяги устанавливается на БПЛА так, чтобы направление силы тяги действовало вдоль оси OX в плоскости OXY . Предлагается формировать закон управления по высоте через момент силы тяги. Это даёт преимущество в том, что он будет стабилизировать угловую скорость и угол тангажа. Для синтеза системы управления и стабилизации применяется метод бэкстеппинга. Согласно этому методу задача разработки закона управления для всей системы разбивается на последовательность соответствующих подзадач до подсистем меньшего порядка. Алгоритм бэкстеппинга заключается в том, чтобы сделать каждый интегратор объекта устойчивым путём добавления обратной связи. Полученное управление учитывает нелинейность объекта и зависит от вектора состояния. Основные преимущества полученного регулятора: система устойчива в больших пределах входных значений; варьируя коэффициенты регулятора, можно подобрать желаемые характеристики качества управления. Приведены результаты численного моделирования в среде MATLAB движения БПЛА с полученным регулятором.

Беспилотный летательный аппарат; параплан; аэрошют; паралёт; система управления; бэкстеппинг; метод обратного хода интегратора; критерий устойчивости по Ляпунову.

Цитирование: Ахрамович С.А., Барин А.В., Малышев В.В., Старков А.В. Синтез системы управления беспилотного летательного аппарата по высоте методом бэкстеппинга // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 7-22.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-7-22

Введение

Создание автономных беспилотных летательных аппаратов является актуальным направлением развития современной авиации [1]. Одними из таких перспективных летательных аппаратов являются аппараты с мягким крылом, к которым относятся парап-

лан, паралёт и аэрошют (далее в тексте употребляется параплан и под ним подразумеваются перечисленные типы аппаратов) [2; 3]. Помимо основных достоинств обычных БПЛА, данные типы аппаратов обладают следующими преимуществами:

- лёгкость транспортировки, так как крыло сделано из парашютной ткани, не содержит сборных элементов, обладает малым весом, легко и компактно складывается для последующей перевозки;
- простая система управления, поскольку по курсу БПЛА управляется подтягиванием клевант (управляющие стропы) левого и правого заднего сегмента крыла, а по высоте управление происходит двигателем тяги;
- обладает хорошей устойчивостью и в случае возникновения нештатной ситуации параплан спланирует без причинения вреда нагрузке, обеспечивая мягкую посадку.

В настоящей работе решается задача синтеза закона управления, с помощью которого можно стабилизировать полёт БПЛА на заданной высоте. Используется метод синтеза нелинейного регулятора методом бэкстеппинг, обратного хода интегратора.

Описание БПЛА с мягким крылом

Движение БПЛА задаётся относительно нормальной системы координат (НСК) $Ox_g Y_g Z_g$. Все силы и моменты, действующие на БПЛА, рассматриваются в связанной системе координат (ССК). Ориентация ССК относительно НСК определяется тремя углами: рыскания ψ , тангажа ϑ и крена γ , называемыми углами Эйлера.

Матрица перехода от НСК в ССК имеет вид:

$$\mathbf{M}_{НСК}^{ССК} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\cos \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Аэродинамические силы описываются в скоростной системе координат (СкСК), положение ССК относительно СкСК задаётся углами: атаки α и скольжения β .

Матрица перехода от СкСК в ССК имеет вид:

$$\mathbf{M}_{СкСК}^{ССК} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \cos \beta & \sin \beta \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ -\cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (2)$$

На рис. 1 приведена схема БПЛА с мягким крылом в продольной плоскости. Крыло 1 связано с мотогондолой 3 системой строп 2, которые моделируются абсолютно твёрдыми стержнями. На мотогондоле закреплён двигатель с воздушным винтом.

На БПЛА действует сила тяжести \mathbf{F}_G , приложенная в центре масс т. O . На крыло действуют аэродинамическая сила \mathbf{F}_A и момент \mathbf{M}_A , приложенные в центре давления крыла A . Вектор тяги двигателя направлен вдоль оси Ox и создаёт силу \mathbf{F}_p , приложенную в т. P , и момент \mathbf{M}_p .

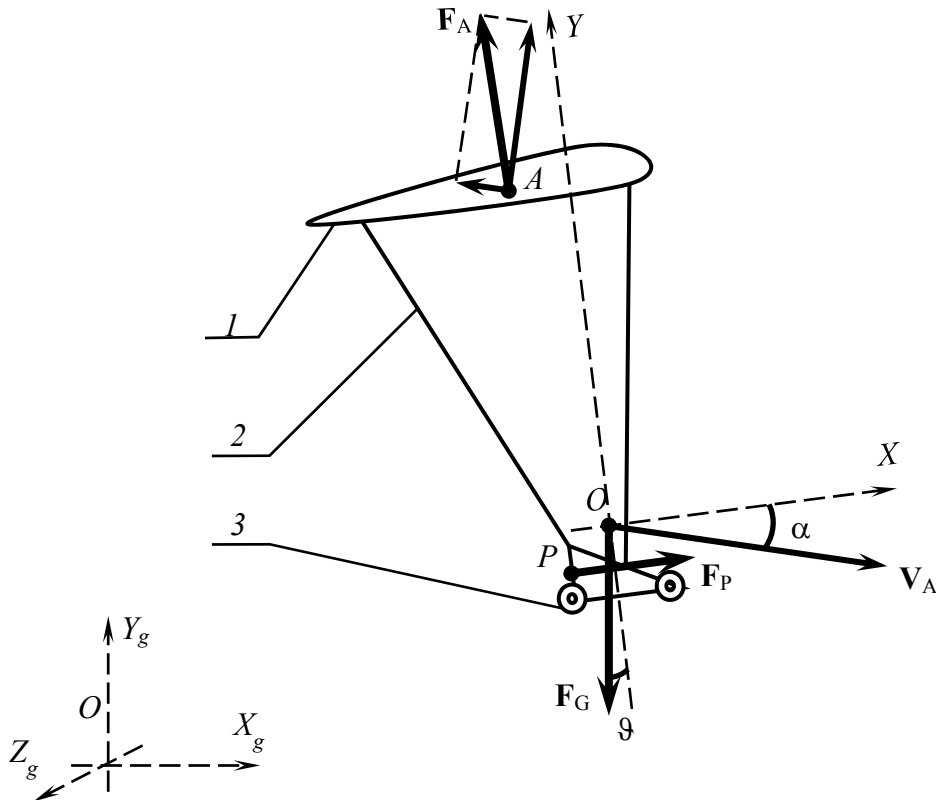


Рис. 1. Схема БПЛА:
1 – крыло; 2 – система строп; 3 – мотогондола

Силы и моменты, действующие на БПЛА

При рассмотрении движения в продольной плоскости OXY учитываются только силы, действующие в этой плоскости.

Сила тяжести действует в противоположном направлении оси OY_g НСК и приложена в центре масс БПЛА. Вектор силы тяжести в ССК определяется с использованием матрицы преобразования (1) и имеет вид [4]:

$$\mathbf{F}_G = \mathbf{M}_{НСК}^{ССК} \begin{bmatrix} 0 \\ -mg \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

На крыло действует аэродинамическая сила \mathbf{F}_A , приложенная в центре давления крыла, которая состоит из подъёмной силы F_y и силы лобового сопротивления F_x [4]. В ССК аэродинамическая сила определяется выражением:

$$\mathbf{F}_A = \begin{bmatrix} -c_x qS \\ c_y qS \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Здесь, c_x, c_y – безразмерные аэродинамические коэффициенты, которые определяются экспериментальным путём; S – характерная площадь крыла; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор; V – скорость набегающего потока; $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$ – плотность воздуха при малой высоте полёта.

В продольной плоскости на крыло действует аэродинамический момент тангажа M_{Az} , который можно определить через коэффициент момента тангажа m_z или через положение центра давления $x_{цд}$, которое отсчитывается от передней кромки крыла [5]. Определим момента тангажа через положение центра давления, которое определяется вектором в ССК:

$$\mathbf{r}_A = \begin{bmatrix} x_{цт} - x_{цд} \\ y_{цд} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где $x_{цт}$ – расстояние центра тяжести относительно передней кромки крыла вдоль оси OX ; $x_{цд}, y_{цд}$ – положение центра давления в ССК.

Аэродинамический момент определяется выражением:

$$\mathbf{M}_A = \mathbf{r}_A \times \mathbf{F}_A. \quad (6)$$

Здесь \mathbf{F}_A – рассчитывается согласно (4); $y_{цд}$ – постоянная величина, которая определяет положение крыла над мотогондолой, $x_{цд}$ определяется экспериментально путём продувок БПЛА в аэродинамической трубе.

Непосредственно управление задаётся управляющим сигналом, который подаётся на регулятор оборотов двигателя, который в свою очередь вращает воздушный винт и создаёт силу тяги [6]. Зависимость силы тяги двигателя от оборотов определяется экспериментально и имеет линейную зависимость.

Двигатель тяги устанавливается на БПЛА так, чтобы направление силы тяги действовало вдоль оси OX в плоскости OXY . Поэтому положение двигателя тяги определяется в ССК вектором $\mathbf{l}_p = (l_x, l_y, 0)^T$, сила тяги $\mathbf{F}_p = (F_{px}, 0, 0)^T$.

Момент силы тяги определяется выражением:

$$\mathbf{M}_p = \mathbf{l}_p \times \mathbf{F}_p. \quad (7)$$

В результате раскрытия выражения (7) получим, что момент силы тяги действует только относительно оси OZ :

$$\mathbf{M}_p = \begin{pmatrix} l_x \\ l_y \\ 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} F_{px} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -l_y F_{px} \end{pmatrix}. \quad (8)$$

Математическая модель движения

Система динамических и кинематических уравнений движения БПЛА в продольной плоскости примет вид [7]:

$$\begin{cases} \frac{dr_x}{dt} = V_x \cos \vartheta - V_y \sin \vartheta; \\ \frac{dr_y}{dt} = V_x \sin \vartheta + V_y \cos \vartheta; \\ \frac{dV_x}{dt} = \frac{\omega_z V_y + F_{Ax} + F_{Gx} + F_{Px}}{m}; \\ \frac{dV_y}{dt} = \frac{-\omega_z V_x + F_{Ay} + F_{Gy}}{m}; \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z; \\ \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{M_{Az} + M_{Pz}}{I_{zz}}. \end{cases} \quad (9)$$

Здесь V_x, V_y – компоненты вектора скорости движения БПЛА; r_x, r_y – компоненты вектора положения БПЛА; ω_z – угловая скорость тангажа; ϑ – угол тангажа; F_{Ax}, F_{Ay} – компоненты вектора аэродинамической силы; F_{Gx}, F_{Gy} – компоненты вектора силы тяжести; F_{Px} – сила тяги двигателя вдоль оси OX ; m – масса БПЛА; M_{Az} – аэродинамический момент тангажа; M_{Pz} – момент силы тяги относительно оси OZ ; I_{zz} – момент инерции БПЛА относительно оси OZ .

Из уравнений системы (9) видно, что управляющее воздействие действует вдоль оси OX и формировать закон управления можно двумя способами:

1. Через силу тяги F_{Px} , входящую в уравнение для $\frac{dV_x}{dt}$.
2. Через момент силы тяги M_{Pz} , входящий в уравнение для $\frac{d\omega_z}{dt}$.

Второй случай предпочтительнее, так как полученный закон управления по высоте будет стабилизировать угловую скорость ω_z и угол тангажа ϑ .

Синтез закона управления методом «бэкстеппинг»

Для синтеза системы управления и стабилизации воспользуемся методом «бэкстеппинг». Бэкстеппинг (backstepping) – это рекурсивная процедура, в которой совмещены задачи нахождения функции Ляпунова и соответствующего закона управления. Согласно этому методу, задача разработки закона управления для всей системы разбивается на последовательность соответствующих подзадач до подсистем меньшего порядка. Алгоритм «бэкстеппинга» заключается в том, чтобы сделать каждый интегратор объекта устойчивым путём добавления обратной связи, вычисленной по этому алгоритму [8–10]. Алгоритм представляет собой набор действий, выполняемых для каждого дифференциального уравнения математического описания объекта.

Выделим отдельно из (9) систему уравнений, необходимую для синтеза закона управления:

$$\begin{cases} \frac{dr_y}{dt} = V_x \sin \vartheta + V_y \cos \vartheta; \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z; \\ \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{M_{Az} + M_{Pz}}{I_{zz}}. \end{cases} \quad (10)$$

Управление осуществляется через момент силы тяги двигателя M_{Px} . Подставляя выражение (8) получим управление через силу тяги двигателя F_{Px} . Для первого уравнения системы (10) сделаем допущение, что при углах тангажа $\vartheta \leq 30^\circ$, $\sin \vartheta \approx \vartheta$, $\cos \vartheta \approx 1$. В окончательном виде система уравнений примет вид:

$$\begin{cases} \frac{dr_y}{dt} = V_x \vartheta + V_y; \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z; \\ \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{M_{Az}}{I_{zz}} - \frac{l_y}{I_{zz}} F_{Px}. \end{cases} \quad (11)$$

Отметим, что алгоритм синтеза регулятора представляет собой набор действий, выполняемых для каждого дифференциального уравнения системы (11).

Этап 1.

1. В первом уравнении системы (11) ϑ выступает в качестве входа. По методу «бэкстеппинг» определяется функция-кандидат Ляпунова, которая должна быть положительно полуопределённой:

$$V_{L1} = \frac{1}{2} r_y^2. \quad (12)$$

2. Производная функции Ляпунова по определению равна

$$\frac{dV_{L1}}{dt} = \frac{\partial V_{L1}}{\partial r_y} \frac{dr_y}{dt} = r_y (V_x \vartheta + V_y). \quad (13)$$

3. По теореме Ляпунова для того, чтобы система была устойчивой, производная функции Ляпунова должна быть отрицательно полуопределённой, т.е. должно выполняться неравенство:

$$r_y (V_x \vartheta + V_y) \leq -W_1, \quad (14)$$

где W_1 – некоторая положительно определённая функция, которая принимает значение 0 при $r_y = 0$. В качестве W_1 удобно выбирать сумму квадратов вектора состояния. Примем $W_1 = k_1 r_y^2$, где $k_1 > 0$. Отсюда

$$r_y (V_x \mathcal{G} + V_y) \leq -k_1 r_y^2. \quad (15)$$

Сокращая левую и правую части (15) на r_y , получим:

$$V_x \mathcal{G} + V_y \leq -k_1 r_y. \quad (16)$$

4. Выражая угол тангажа \mathcal{G} из (16), можно получить закон управления для первого уравнения системы (11). Но в данном случае невозможно напрямую осуществить управление углом тангажа \mathcal{G} , поэтому полученное управление задаётся как желаемое значение \mathcal{G}_d :

$$\mathcal{G}_d = -\frac{V_y + k_1 r_y}{V_x} = \varphi_1. \quad (17)$$

В этом случае \mathcal{G} становится виртуальным управлением, функция φ_1 – стабилизирующей функцией, а отклонение между \mathcal{G} от φ_1 – ошибкой состояния z_g .

5. Вычислим ошибку состояния z_g :

$$z_g = \mathcal{G} - \varphi_1 = \mathcal{G} - \mathcal{G}_d = \mathcal{G} + \frac{V_y + k_1 r_y}{V_x}. \quad (18)$$

Из выражения (18) следует, что

$$\mathcal{G} = z_g + \mathcal{G}_d = z_g - \frac{V_y + k_1 r_y}{V_x}. \quad (19)$$

6. Для дальнейших расчётов понадобится производная стабилизирующей функции φ_1 , которая по определению равна:

$$\frac{d\varphi_1}{dt} = \frac{\partial \varphi_1}{\partial r_y} \frac{dr_y}{dt} = -\frac{k_1}{V_x} (V_x \mathcal{G} + V_y) = -\frac{k_1}{V_x} \left(V_x \left(z_g - \frac{V_y + k_1 r_y}{V_x} \right) + V_y \right). \quad (20)$$

7. Используя ошибку состояния z_g согласно (18), перепишем (11), подставив в первое уравнение вместо \mathcal{G} выражение (19):

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dr_y}{dt} &= V_x \left(z_g - \frac{V_y + k_1 r_y}{V_x} \right) + V_y = V_x z_g - k_1 r_y; \\ \frac{dz_g}{dt} &= \frac{d\mathcal{G}}{dt} - \frac{d\varphi_1}{dt} = \omega_z + \frac{k_1}{V_x} \left(V_x \left(z_g - \frac{V_y + k_1 r_y}{V_x} \right) + V_y \right) = \omega_z + k_1 z_g - \frac{k_1^2 r_y}{V_x}; \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_{Az}}{I_{zz}} - \frac{l_y}{I_{zz}} F_{Px}. \end{aligned} \right. \quad (21)$$

На последующих этапах алгоритм выполняется аналогично с первого по седьмой шаг, используя полученную систему (21).

Этап 2.

1. Функция-кандидат Ляпунова имеет вид:

$$V_{L2} = \frac{1}{2} r_y^2 + \frac{1}{2} z_g^2. \quad (22)$$

2. Производная функции Ляпунова запишется как:

$$\frac{dV_{L2}}{dt} = \frac{\partial V_{L2}}{\partial r_y} \frac{dr_y}{dt} + \frac{\partial V_{L2}}{\partial z_g} \frac{dz_g}{dt} = r_y (V_x z_g - k_1 r_y) + z_g \left(\omega_z + k_1 z_g - \frac{k_1^2 r_y}{V_x} \right) \leq -W_2. \quad (23)$$

3. Определим положительно определённую функцию:

$$W_2 = k_1 r_y^2 + k_2 z_g^2, \quad (24)$$

$$r_y (V_x z_g - k_1 r_y) + z_g \left(\omega_z + k_1 z_g - \frac{k_1^2 r_y}{V_x} \right) \leq -k_1 r_y^2 - k_2 z_g^2. \quad (25)$$

4. Выразим угловую скорость ω_z . После раскрытия скобок и сокращения получим:

$$\omega_{z_d} = -V_x r_y - k_1 z_g - k_2 z_g + \frac{k_1^2 r_y}{V_x} = \varphi_2. \quad (26)$$

5. Вычислим ошибку состояния z_{ω_z} :

$$z_{\omega_z} = \omega_z - \varphi_2 = \omega_z - \omega_{z_d} = \omega_z + V_x r_y + k_1 z_g + k_2 z_g - \frac{k_1^2 r_y}{V_x}. \quad (27)$$

Из выражения (27) следует, что

$$\omega_z = z_{\omega_z} + \omega_{z_d} = z_{\omega_z} - V_x r_y - k_1 z_g - k_2 z_g + \frac{k_1^2 r_y}{V_x}. \quad (28)$$

6. Производная стабилизационной функции φ_2 имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi_2}{dt} &= \frac{\partial\varphi_2}{\partial r_y} \frac{dr_y}{dt} + \frac{\partial\varphi_2}{\partial z_g} \frac{dz_g}{dt} = \\ &= \left(\frac{k_1^2}{V_x} - V_x \right) (V_x z_g - k_1 r_y) + (-k_1 - k_2) \left(\omega_z + k_1 z_g - \frac{k_1^2 r_y}{V_x} \right) = \\ &= \left(\frac{k_1^2}{V_x} - V_x \right) (V_x z_g - k_1 r_y) + (-k_1 - k_2) (z_{\omega_z} - V_x r_y - k_2 z_g). \end{aligned} \quad (29)$$

7. Перепишем систему (21) с учётом ошибки состояния z_{ω_z} :

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dr_y}{dt} &= V_x z_g - k_1 r_y; \\ \frac{dz_g}{dt} &= \omega_z + k_1 z_g - \frac{k_1^2 r_y}{V_x} = z_{\omega_z} - V_x r_y - k_2 z_g; \\ \frac{dz_{\omega_z}}{dt} &= \frac{d\omega_z}{dt} - \frac{d\varphi_2}{dt} = \frac{M_{Az}}{I_{zz}} - \frac{l_y}{I_{zz}} F_{Px} - \\ &\quad - \left(\frac{k_1^2}{V_x} - V_x \right) (V_x z_g - k_1 r_y) - (-k_1 - k_2) (z_{\omega_z} - V_x r_y - k_2 z_g). \end{aligned} \right. \quad (30)$$

Этап 3.

1. Функция-кандидат Ляпунова имеет вид:

$$V_{L3} = \frac{1}{2} r_y^2 + \frac{1}{2} z_g^2 + \frac{1}{2} z_{\omega_z}^2. \quad (31)$$

2. Производная функции Ляпунова запишется как:

$$\begin{aligned} \frac{dV_{L3}}{dt} &= \frac{\partial V_{L3}}{\partial r_y} \frac{dr_y}{dt} + \frac{\partial V_{L3}}{\partial z_g} \frac{dz_g}{dt} + \frac{\partial V_{L3}}{\partial z_{\omega_z}} \frac{dz_{\omega_z}}{dt} = r_y (V_x z_g - k_1 r_y) + z_g (z_{\omega_z} - V_x r_y - k_2 z_g) + \\ &+ z_{\omega_z} \left(\frac{M_{Az}}{I_{zz}} - \frac{l_y}{I_{zz}} F_{Px} - \left(\frac{k_1^2}{V_x} - V_x \right) (V_x z_g - k_1 r_y) - (-k_1 - k_2) (z_{\omega_z} - V_x r_y - k_2 z_g) \right) \leq -W_3. \end{aligned} \quad (32)$$

3. Определим положительно определённую функцию:

$$W_3 = k_1 r_y^2 + k_2 z_g^2 + k_3 z_{\omega_z}^2. \quad (33)$$

4. Подставляя (33) в (32), выразим непосредственное управление F_{Px} . После раскрытия скобок и сокращения, подставляя z_g и z_{ω_z} , получим:

$$\begin{aligned}
 & r_y (V_x z_g - k_1 r_y) + z_g (z_{\omega_z} - V_x r_y - k_2 z_g) + \\
 & + z_{\omega_z} \left(\frac{M_{Az}}{I_{zz}} - \frac{l_y}{I_{zz}} F_{Px} - \left(\frac{k_1^2}{V_x} - V_x \right) (V_x z_g - k_1 r_y) - (-k_1 - k_2) (z_{\omega_z} - V_x r_y - k_2 z_g) \right) + \\
 & + k_1 r_y^2 + k_2 z_g^2 + k_3 z_{\omega_z}^2 \leq 0.
 \end{aligned} \tag{34}$$

После раскрытия скобок и сокращений получим:

$$\begin{aligned}
 & \frac{M_{Az}}{I_{zz}} - \frac{l_y}{I_{zz}} F_{Px} + r_y \left(\frac{k_1^3}{V_x} - 2k_1 V_x - k_2 V_x \right) + \\
 & + z_g (1 + V_x^2 - k_1^2 - k_2^2 - k_1 k_2) + z_{\omega_z} (k_1 + k_2 + k_3) \leq 0.
 \end{aligned} \tag{35}$$

Подставляя z_g и z_{ω_z} из (18) и (27) в (35), получим:

$$\begin{aligned}
 & \frac{M_{Az}}{I_{zz}} - \frac{l_y}{I_{zz}} F_{Px} + r_y \left(\frac{k_1 k_2 k_3}{V_x} + \frac{k_1}{V_x} + k_3 V_x \right) + \\
 & + \mathcal{G} (1 + V_x^2 + k_1 k_2 + k_2 k_3 + k_1 k_3) + \omega_z (k_1 + k_2 + k_3) + \\
 & + \frac{V_y}{V_x} (1 + V_x^2 + k_1 k_2 + k_2 k_3 + k_1 k_3) \leq 0.
 \end{aligned} \tag{36}$$

Выражая управление F_{Px} , получили:

$$\begin{aligned}
 F_{Px} = & \frac{I_{zz}}{l_y} \left[\frac{M_{Az}}{I_{zz}} + r_y \left(\frac{k_1 k_2 k_3}{V_x} + \frac{k_1}{V_x} + k_3 V_x \right) + \right. \\
 & \left. + \left(\mathcal{G} + \frac{V_y}{V_x} \right) (1 + V_x^2 + k_1 k_2 + k_2 k_3 + k_1 k_3) + \omega_z (k_1 + k_2 + k_3) \right].
 \end{aligned} \tag{37}$$

Из выражения для полученного регулятора можно видеть, что он зависит от всего вектора состояния и учитывает нелинейность объекта. Если необходимо, чтобы значения переменных состояний стабилизировались не в нулевое значение, а в заданное, необходимо рассматривать разницу между текущим значением и требуемым. Например, для полёта на требуемую высоту переменная r_y в выражении (37) заменяется на $\Delta r_y = r_y - r_y^{мреб}$.

Несмотря на то, что в литературе рассмотренный метод «бэкстеппинг» предлагается как лёгкий рекуррентный алгоритм синтеза регулятора, на практике решение данной задачи является нетривиальным, а требуемые расчёты довольно громоздки. Для нахождения управления в системах второго порядка, например для синтеза системы стабилизации по углу тангажа \mathcal{G} и угловой скорости тангажа ω_z , особых сложностей нет, но при возрастании порядка системы расчёты становятся всё более затруднительными. Отметим, что для преодоления вычислительных сложностей использовался инструмент символьных вычислений в MATLAB [11].

Численное моделирование

Численное моделирование проводилось в среде MATLAB путём интегрирования системы дифференциальных уравнений (9) с подстановкой управления (37).

Рассматривается БПЛА малого размера с характеристиками, приведёнными в табл. 1.

Таблица 1. Параметры БПЛА

Параметр	Значение
Масса	$m = 1$ кг
Площадь крыла	$S = 2$ м ²
Аэродинамический профиль	NACA 2412
Вектор положение центра масс относительно передней кромки крыла	$\mathbf{r}_{цм} = (0, 202; -2, 0; 0, 0)^T$ м
Момент инерции вокруг оси OZ	$I_{zz} = 0,37$ кг·м ²
Точка положения двигателя тяги относительно центра масс ЛА вдоль оси OY	$l_y = -0,1$ м
Максимальная тяга двигателя	$P_{\max} = 4H$

Аэродинамические характеристики БПЛА были рассчитаны с использованием виртуальной аэродинамической трубы – XFLR5 и представлены на рис. 1–3.

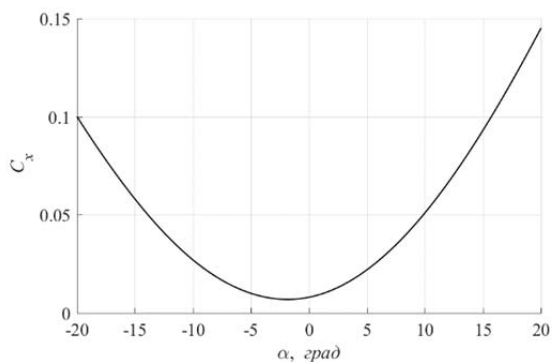


Рис. 1. Коэффициент лобового сопротивления

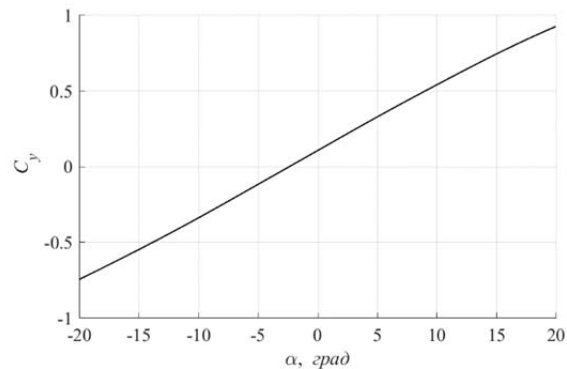


Рис. 2. Коэффициент подъемной силы

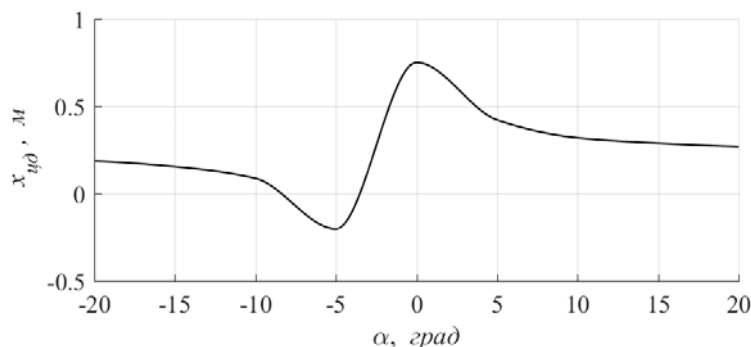


Рис. 3. Положение точки центра давления от передней кромки крыла

В начальный момент времени БПЛА летит на высоте 100 м с горизонтальной скоростью 10 м/с. Требуется, чтобы БПЛА поднялся на высоту 110 м. Коэффициенты управления регулятора (37): $k_1 = 100; k_2 = 50; k_3 = 0,001$.

Начальные условия моделирования приведены в табл. 2. Основные допущения, принятые при моделировании: атмосфера однородная без ветровых возмущений, плотность воздуха постоянная $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$; управление срабатывает без задержек.

Таблица 2. Начальные условия моделирования

Параметр	Значение
Горизонтальное расстояние	$r_x = 0 \text{ м}$
Высота	$r_y = 100 \text{ м}$
Скорость горизонтальная	$V_x = 10 \text{ м/с}$
Скорость вертикальная	$V_y = 0 \text{ м/с}$
Угол тангажа	$\vartheta = 0 \text{ град}$
Угловая скорость тангажа	$\omega_z = 0 \text{ град/с}$

На рис. 4–7 представлены результаты моделирования в виде графиков зависимостей параметров от времени. На рис. 8 показана траектория движения БПЛА в вертикальной плоскости.

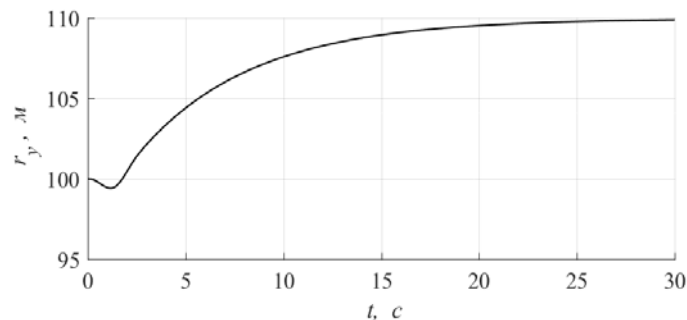


Рис. 4. График зависимости высоты полёта от времени

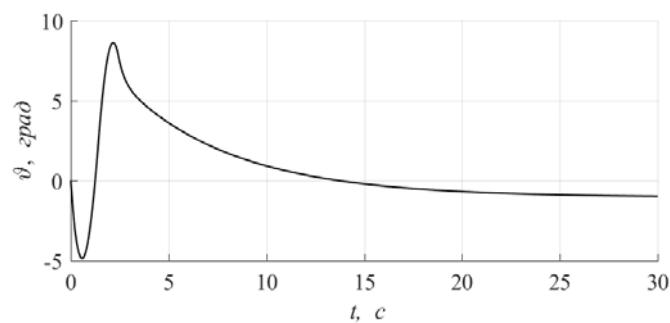


Рис. 5. График зависимости угла тангажа от времени

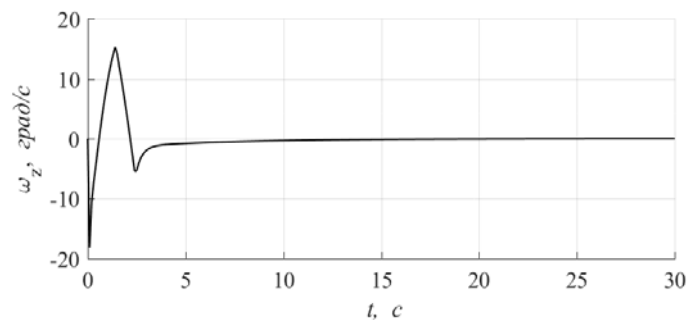


Рис. 6. График зависимости угловой скорости тангажа от времени

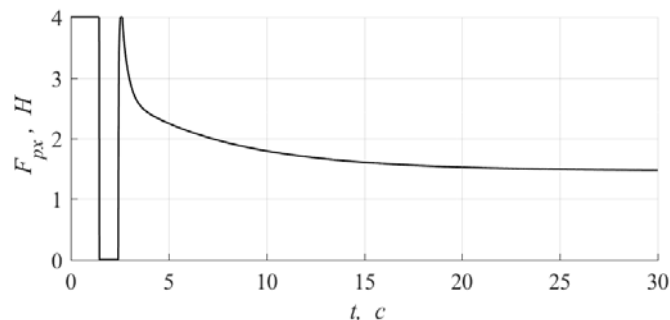


Рис. 7. График зависимости управляющей силы тяги двигателя от времени

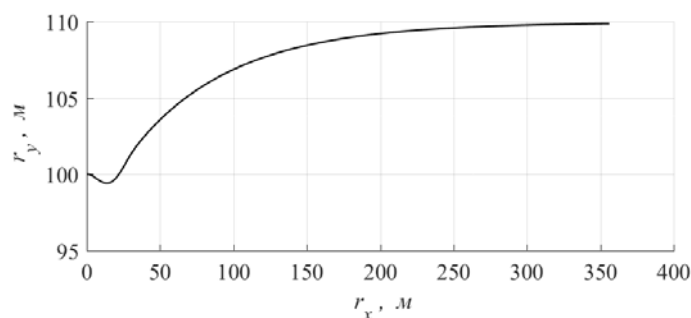


Рис. 8. Траектория полёта БПЛА в продольной плоскости

Из полученных результатов видно, что синтезированный закон управления по высоте стабилизирует угловую скорость ω_z и угол тангажа ϑ . Коэффициенты регулятора влияют на время переходных процессов привязанных к ним величин (k_1 – на высоту полёта, k_2 – на угол тангажа, k_3 – на угловую скорость), обеспечивая устойчивость системы.

Заключение

Полученное управление учитывает нелинейность объекта и зависит от всего вектора состояния. На практике, если вектор состояния можно измерить датчиками или дополнить систему наблюдателями, то нелинейность не всегда можно учесть. Речь идёт об учёте аэродинамического момента тангажа M_{Az} , который зависит от угла атаки. На БПЛА угол атаки можно измерить приближённо либо, в некоторых случаях, измерение невозможно. В этом случае, используя метод «бэкстеппинг», можно пойти двумя путями: первый – синтезировать адаптивный регулятор, в котором коэффициенты управления подстраиваются под нелинейность или известные величины, например, массу полезной нагрузки, тензор инерции; второй – исключить из системы (10) момент тангажа и, задав его возможные пределы, синтезировать робастный регулятор [12–14].

Основные преимущества полученного регулятора:

- система устойчива в больших пределах входных значений как заданных, так и тех, которые могут возникнуть в виде возмущающих факторов, например порывов ветра;
- коэффициенты регулятора влияют на время переходных процессов привязанных к ним величин: k_1 – на высоту полёта, k_2 – на угол тангажа, k_3 – на угловую ско-

рость. Варьируя коэффициенты, можно подобрать желаемые характеристики качества управления.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках государственного задания (проект № 9.7505.2017/БЧ).

Библиографический список

1. Усачов В.Е., Таргамадзе Р.Ч. Принципы и алгоритмы формирования системы математических моделей целевой миссии беспилотного ЛА // Труды МАИ. 2011. № 49. <http://trudymai.ru/published.php?ID=28282>
2. Зайцев П.В., Формальский А.М. Параплан: математическая модель, автоматическое управление // Доклады академии наук. 2008. Т. 420, № 6. С. 746-749.
3. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов: методическое руководство для разработчиков парапланерных систем, конструкторов и испытателей. Феодосия: КП «Гранд-С», 2001. 256 с.
4. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолёта. Пространственное движение. М.: Машиностроение, 1983. 320 с.
5. Бураго С.Г., Садекова Г.С. Расчёт аэродинамических характеристик летательного аппарата с применением ЭВМ: уч. пособие. М.: Московский авиационный институт, 1987. 60 с.
6. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М.: Техносфера, 2015. 312 с.
7. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов: уч. пособие для вузов. М.: Машиностроение, 1973. 615 с.
8. Ахрамович С.А., Баринов А.В., Малышев В.В., Старков А.В. Синтез системы стабилизации четырёхроторным конвертопланом по каналам тангажа и крена в вертикальном режиме // Вестник НПО С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 72-78.
9. Халил Х.К. Нелинейные системы. М.: Институт компьютерных исследований, 2009. 812 с.
10. Чебыкин Д.В. Backstepping – метод синтеза управления для нелинейных объектов // Сб. докладов международной конференции студентов, аспирантов и молодых учёных «Информационные технологии, телекоммуникации и системы управления». Екатеринбург: Уральский федеральный университет, 2015. С. 248-254.
11. Черных И.В. SIMULINK: среда создания инженерных приложений. М.: Диалог-МИФИ, 2003. 491 с.
12. Лебедев Г.Н., Елисеев В.Д., Ивашова Н.Д. Постановка задачи автоматического управления посадочным манёвром беспилотного летательного аппарата при сильном боковом ветре и подходы к её решению // Труды МАИ. 2013. № 70. <http://trudymai.ru/published.php?ID=44508>
13. Леонов В.А., Чубарев И.В. Робастно-адаптивный регулятор для пространственного движения высокоскоростного летательного аппарата // Труды МАИ. 2012. № 50. <http://trudymai.ru/published.php?ID=28699>
14. Чубарев И.В., Леонов В.А. Робастно-адаптивный регулятор для продольного движения высокоскоростного летательного аппарата // Труды МАИ. 2011. № 44. <http://trudymai.ru/published.php?ID=25047>

BACKSTEPPING SYNTHESIS OF THE HEIGHT CONTROL SYSTEM OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

© 2018

- S. A. Akhramovich** Senior Lecturer of the Department 604 of System Analysis and Control; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; akhramovichsa@gmail.com
- A. V. Barinov** Postgraduate Student of the Department 604 of System Analysis and Control; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; alphard.ayer@gmail.com
- V. V. Malyshev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department 604 of System Analysis and Control; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; veniaminmalyshev@mail.ru
- A. V. Starkov** Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department 604 of System Analysis and Control; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; starkov@goldstar.ru

Synthesis of the height control system for an unmanned aerial vehicle (UAV) with a soft wing, like a paraglider or a powered parachute, is considered in the article. An UAV is described, its scheme is shown, the forces and moments acting on it in the longitudinal plane are examined. A mathematical model of UAV motion is described in a body-axis coordinate system. Direct control is provided by the thrust motor. The thrust motor is mounted on the UAV so that the thrust is directed along the OX axis in the OXY plane. It is proposed to form the height control law on the basis of the thrust moment, which gives the advantage of stabilizing the angular velocity and the pitch angle. To synthesize the control and stabilization systems, the backstepping method is applied. According to this method, the task of developing a control law for the entire system is divided into a sequence of respective subtasks to lower-order subsystems. The algorithm of backstepping consists in making each integrator of the object stable by adding the feedback computed from this algorithm. The resulting control takes into account the nonlinearity of the object and depends on the entire state vector. The main advantages of the regulator obtained are: the system is stable within a broad range of input values; by varying the regulator coefficients, you can easily select the desired characteristics of control quality. The results of numerical simulation of UAV motion with the regulator obtained in the MATLAB environment are presented in the article.

UAV; paraglider; powered parachute; control system; backstepping; backward integrator method; Lyapunov stability criterion.

Citation: Akhramovich S.A., Barinov A.V., Malyshev V.V., Starkov A.V. Backstepping synthesis of the height control system of an unmanned aerial vehicle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 7-22. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-7-22

References

1. Usachov V.E., Targamadze R.C. Principles and algorithms of formation a system of mathematical models of a target mission of UAV. *Trudy MAI*. 2011. No. 49. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28282> (In Russ.)
2. Zaitsev P.V., Formal'skii A.M. Paraglider: mathematical model and control. *Doklady Mathematics*. 2008. V. 77, Iss. 3. P. 472-475. DOI: 10.1134/S1064562408030411
3. Ivanov P.I. *Proyektirovaniye, izgotovleniye i ispytaniya paraplanov: metodicheskoye rukovodstvo dlya razrabotchikov paraplanernykh sistem, konstruktorov i ispytateley* [Designing, manufacturing and testing of paraplanes: Study guide for developers of paragliding systems, designers and testers]. Feodosiya: KP «Grand-S» Publ., 2001. 256 p.

4. Byushgens G.S., Studnev R.V. *Dinamika samoleta. Prostranstvennoye dvizheniye* [Aircraft dynamics. Spatial motion]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. 320 p.

5. Burago S.G., Sadekova G.S. *Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik letatel'nogo apparata s primeneniyyem EVM: uch. posobiye* [Computer-aided calculation of aircraft aerodynamic characteristics: Tutorial]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1987. 60 p.

6. Beard R.W., McLain T.W. *Small unmanned aircraft: theory and practice*. Princeton University Press, 2012. 300 p.

7. Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta bespilotnykh letatel'nykh apparatov: uch. posobiye dlya vuzov* [Unmanned aerial vehicle flight dynamics. Textbook for higher schools]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 615 p.

8. Akhramovich S.A., Barinov A.V., Malyshev V.V., Starkov A.V. Attitude control system design by quad tiltrotor at pitch and roll in vertical configuration. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*. 2018. No. 1. P. 72-78. (In Russ.)

9. Khalil H.K. *Nonlinear Systems*. Prentice-Hall, 2002. 750 p.

10. Chebykin D.V. Backstepping — methods of synthesis of nonlinear control. *Sb. dokladov mezhdunarodnoy konferentsii studentov, aspirantov i molodykh uchenykh «Informatsionnyye tekhnologii, telekommunikatsii i sistemy upravleniya»*. Ekaterinburg: Ural Federal University Publ., 2015. P. 248-254. (In Russ.)

11. Chernykh I.V. *SIMULINK: sreda sozdaniya inzhenernykh prilozheniy* [SIMULINK: environment for creating engineering application]. Moscow: Dialog-MIFI Publ., 2003. 491 p.

12. Lebedev G.N., Eliseev V.D., Ivashova N.D. A problem statement and an approach for automatic control of UAV landing maneuver in strong crosswind. *Trudy MAI*. 2013. No. 70. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=44508> (In Russ.)

13. Leonov V.A., Chubarev I.V. Robust-adaptive controller design for spatial motion of high-speed vehicle. *Trudy MAI*. 2012. No. 50. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28699> (In Russ.)

14. Chubarev I.V., Leonov V.A. Robust-adaptive controller design for the longitudinal motion of high-speed vehicle. *Trudy MAI*. 2011. No. 44. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25047> (In Russ.)

ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОГО ПОВОРОТА ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ ЛИНЕАРИЗАЦИИ

© 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

Рассматривается задача оптимизации комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата с целью максимизации его конечной массы. Для схода аппарата с начальной околоземной орбиты и последующего входа в плотные слои атмосферы используется импульс тяги. Начиная с входа в атмосферу и до окончания поворота плоскости орбиты с выходом на конечную орбиту, в качестве управлений используются угол атаки, скоростной угол крена и секундный расход топлива. Вводятся ограничения для угла атаки, секундного расхода топлива, температуры нагрева в критической точке, продольной и нормальной перегрузки. Для определения оптимальных программ управления используется метод последовательной линеаризации. Решение задачи оптимизации проведено на примере гипотетического аэрокосмического аппарата. Приводятся результаты моделирования движения аэрокосмического аппарата. Обсуждаются изменения в найденных «аэродинамическом» (угол атаки и скоростной угол крена) и «двигательном» (секундный расход топлива) управлениях при увеличении угла поворота плоскости орбиты без учёта и с учётом ключевого ограничения на режимы движения – максимальную температуру нагрева в критической точке.

Аэрокосмический аппарат; комбинированный поворот плоскости орбиты; оптимальное управление; угол атаки; скоростной угол крена; секундный расход топлива; ограничения; метод последовательной линеаризации.

Цитирование: Балакин В.Л., Ишков С.А., Храмов А.А. Оптимизация комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата на основе метода последовательной линеаризации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 23-36.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-23-36

Введение

При использовании перспективных аэрокосмических аппаратов (АэрКА) возможна реализация так называемого комбинированного поворота плоскости орбиты, предусматривающего совместное использование силы тяги и аэродинамической подъёмной силы.

Известны многочисленные исследования комбинированного поворота плоскости орбиты, которые по постановке задачи условно можно разбить на две группы.

В первой группе используется трёхимпульсная схема приложения силы тяги. Первый импульс тяги (тормозной) даётся на начальной околоземной орбите и обеспечивает вход АэрКА в плотные слои атмосферы с заданным углом наклона траектории.

Второй импульс тяги (разгонный) даётся после окончания атмосферного участка полёта (на границе атмосферы) и обеспечивает достижение АэрКА высоты конечной околоземной орбиты. Третий импульс тяги (разгонный) обеспечивает АэрКА орбитальную скорость. В данной схеме сила тяги не используется на наиболее важном атмосферном участке поворота плоскости орбиты. Управлениями на атмосферном участке являются угол атаки и скоростной угол крена (так называемое двухканальное управление). Фундаментальные результаты по определению оптимальных программ управления на основе использования «строгого» метода принципа максимума Понтрягина были получены сотрудниками Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) и приведены в монографии Шкадова Л.М., Бухановой Р.С., Илларионова В.Ф., Плохих В.П. «Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере» [1]. Ряд результатов был получен сотрудниками Куйбышевского авиационного института (ныне Самарского национального исследовательского университета), например [2-4]. В ряде работ, результаты которых приведены в монографии Лазарева Ю.Н. «Управление траекториями аэрокосмических аппаратов» [5], для определения двухканального управления был использован численный метод последовательной линеаризации, подробное изложение которого приведено в монографии Федоренко Р.П. «Приближённое решение задач оптимального управления» [6]. Как отмечается в монографии [5], «...оптимальное двухканальное управление движением аэрокосмического аппарата на атмосферном участке поворота плоскости орбиты, полученное с применением разработанных численных методов, в целом, ... имеет тот же характер, что и оптимальное, полученное с помощью принципа максимума».

Во второй группе также используется первый импульс тяги (тормозной) для входа АэрКА в плотные слои атмосферы. Затем, начиная с входа в плотные слои атмосферы и до окончания поворота плоскости орбиты с выходом на конечную орбиту, в качестве управлений используются угол атаки, скоростной угол крена и секундный расход топлива (так называемое трёхканальное управление). Ряд результатов, полученных для трёхканального управления, приведён в монографии [5]. Однако они имеют ограниченный характер, поскольку получены для одного небольшого значения (5°) угла поворота плоскости орбиты.

Целью работы является определение на основе метода последовательной линеаризации программ трёхканального управления для различных углов поворота плоскости орбиты с учётом ограничений на управление и фазовые координаты.

Постановка задачи

Движения АэрКА при повороте плоскости орбиты разобьём на два участка:

- 1) активный (тормозной) участок, обеспечивающий сход с околоземной орбиты в атмосферу;
- 2) участок движения в плотных слоях атмосферы и последующий набор высоты и скорости для заданной конечной околоземной орбиты.

Расчёт характеристической скорости и времени тормозного участка для схода АэрКА с орбиты (первый участок) производится по аналитическим соотношениям согласно [7] в предположении импульсного характера приложения тяги и обеспечения требуемого угла входа в плотные слои атмосферы.

На втором участке считается, что движение АэрКА относительно Земли происходит под действием силы тяготения, полной аэродинамической силы, силы тяги двигателей (на активных участках траектории) и сил, обусловленных неинерциальностью системы отсчёта. Аппарат движется над поверхностью, имеющей форму эллипсоида вращения (эллипсоида Красовского).

Система дифференциальных уравнений движения аппарата в траекторной системе координат с учётом вращения Земли, нецентральности поля тяготения (учитывается вторая зональная гармоника в разложении геопотенциала) и при отсутствии ветра в атмосфере, дополненная уравнением изменения массы, имеет вид [5]:

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= -\sigma_x \rho V^2 - g_r \sin \theta + g_\varphi \sin \chi \cos \theta + \frac{P_x}{m} + \\
 &+ R\omega_3^2 \cos \varphi (\sin \theta \cos \varphi - \cos \theta \sin \varphi \sin \chi), \\
 \dot{\theta} &= \sigma_y \rho V \cos \gamma_a + \left(\frac{V}{R} - \frac{g_r}{V} \right) \cos \theta - \\
 &- \frac{g_\varphi}{V} \sin \chi \sin \theta + \frac{P_y}{Vm} + 2\omega_3 \cos \varphi \cos \chi + \\
 &+ \frac{R\omega_3^2}{V} \cos \varphi (\cos \theta \cos \varphi + \sin \theta \sin \varphi \sin \chi), \\
 \dot{\chi} &= -\frac{\sigma_y \rho V}{\cos \theta} \sin \gamma_a - \frac{V \cos \theta}{R} \operatorname{tg} \varphi \cos \chi + \\
 &+ g_\varphi \frac{\cos \chi}{V \cos \theta} - \frac{P_z}{mV \cos \theta} - 2\omega_3 (\sin \varphi - \cos \varphi \sin \chi \operatorname{tg} \theta) - \\
 &- \frac{R\omega_3^2}{V \cos \theta} \sin \varphi \cos \varphi \cos \chi, \\
 \dot{R} &= V \sin \theta, \quad \dot{\varphi} = \frac{V \cos \theta}{R} \sin \chi, \quad \dot{m} = -\beta.
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь V – земная скорость (при отсутствии ветра совпадает с воздушной); θ – угол наклона траектории; χ – угол пути (угол между проекцией вектора скорости на местную горизонтальную плоскость и местной параллелью в направлении с запада на восток); R – величина радиус-вектора центра масс; φ – геоцентрическая широта; m – масса; ρ – плотность атмосферы; $\omega_3 \approx 7,292 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ – угловая скорость суточного вращения Земли; γ_a – скоростной угол крена (в дальнейшем для краткости угол крена); β – секундный расход топлива.

Плотность атмосферы на высоте H определяется согласно [8]. Высота H над поверхностью Земли, имеющей в принятой модели движения форму эллипсоида вращения, определяется по формуле [7]:

$$H = R - R_3,$$

где $R_3 = R_e (1 - \alpha_{\text{сж}} \sin^2 \varphi)$ – радиус земной поверхности на заданной широте; $R_e = 6378,16 \text{ км}$ – экваториальный радиус Земли; $\alpha_{\text{сж}} = 1/298,25$ – полярное сжатие Земли.

Баллистические коэффициенты σ_x , σ_y аппарата определяются по соотношениям:

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

где c_{xa}, c_{ya} – соответственно коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъёмной силы; S – характерная площадь (площадь крыла).

Радиальная g_r и меридиональная g_φ составляющие вектора гравитационного ускорения с точностью до полиномов Лежандра второго порядка определяются как [7]:

$$g_r = \frac{\mu}{R^2} \left[1 + \left(\alpha_{сж} - \frac{q}{2} \right) \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 (1 - 3 \sin^2 \varphi) \right],$$

$$g_\varphi = -\frac{\mu}{R^2} \left(\alpha_{сж} - \frac{q}{2} \right) \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 \sin 2\varphi,$$

где $q = \omega_3^2 R_e^3 / \mu$ – отношение центростремительного ускорения к ускорению силы притяжения на экваторе; $\mu = 398600,44 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли.

Проекции вектора силы тяги P двигателей, жёстко закреплённых и ориентированных вдоль продольной оси аппарата, вычисляются по формулам:

$$P_x = P \cos \alpha, \quad P_y = P \sin \alpha \cos \gamma_a, \quad P_z = P \sin \alpha \sin \gamma_a,$$

где α – угол атаки.

Сила тяги определяется по формуле:

$$P = \beta I_{y0} g_0,$$

где I_{y0} – удельный импульс тяги; $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$ – среднее гравитационное ускорение на поверхности Земли.

Помимо вычисления кинематических характеристик движения АэрКА выполняется расчёт следующих характеристик: скоростного напора q_V , составляющих вектора перегрузки в проекциях на связанную продольную n_x и нормальную n_y оси аппарата, теплового потока q_T и температуры нагрева T в критической точке по соотношениям [5]:

$$q_V = \frac{\rho V^2}{2},$$

$$n_x = \frac{P}{mg_0} + \frac{S}{mg_0} \frac{\rho V^2}{2} (c_{ya} \sin \alpha - c_{xa} \cos \alpha),$$

$$n_y = \frac{S}{mg_0} \frac{\rho V^2}{2} (c_{ya} \cos \alpha + c_{xa} \sin \alpha),$$

$$q_T = 1,27 \cdot 10^{-7} \sqrt{\frac{\rho}{r_{кр}}} V^{3,05},$$

$$T = \sqrt[4]{\frac{q_T}{\varepsilon \sigma}},$$

где $r_{кр}$ – радиус кривизны передней критической точки аппарата; $\varepsilon = 0,8$ – коэффициент черноты обшивки аппарата; $\tilde{\sigma} = 5,6704 \cdot 10^{-11} \frac{\text{кДж}}{\text{м}^2 \text{сК}^4}$ – постоянная Стефана-Больцмана.

Рассмотрим переход от параметров движения аппарата в траекторной системе координат к параметрам орбитального движения. Параметры V, θ, χ , входящие в систему уравнений движения (1), определяют вектор скорости аппарата относительно вращающейся Земли (в неинерциальной траекторной системе координат). Для расчёта параметров орбитального движения аппарата необходимо перейти к параметрам V_u, θ_u, χ_u , определяющим вектор абсолютной скорости в инерциальном пространстве, согласно соотношениям:

$$\begin{aligned} V_u &= \sqrt{V^2 + V_3^2 + 2VV_3 \cos \theta \cos \chi}, \\ \theta_u &= \arcsin\left(\frac{V}{V_u} \sin \theta\right), \\ \chi_u &= \arcsin\left(\frac{V \cos \theta}{V_u \cos \theta_u} \sin \chi\right), \end{aligned}$$

где $V_3 = R\omega_3 \cos \varphi$ – переносная скорость, направленная по касательной к местной параллели на восток.

Расчёт параметров орбиты аппарата проводится по соотношениям:

$$\begin{aligned} A &= \frac{R}{2-\nu}, & e &= \sqrt{1+(\nu-2)\nu \cos^2 \theta_u}, \\ \mathcal{G} &= \arctg\left(\frac{\nu \sin \theta_u \cos \theta_u}{\nu \cos^2 \theta_u - 1}\right), & u &= \arctg\left(\frac{\sin \varphi}{\cos \varphi \sin \chi_u}\right), \\ \omega &= u - \mathcal{G}, & i &= \arccos(\cos \varphi \cos \chi_u), \end{aligned}$$

где A – большая полуось; e – эксцентриситет; \mathcal{G} – угол истинной аномалии; u – аргумент широты; ω – аргумент перигея; i – наклонение; $\nu = V_u^2 R / \mu$.

Задачу оптимизации движения на втором участке сформулируем следующим образом: требуется сформировать программы трёхканального управления $\alpha(t)$, $\gamma_a(t)$ и $\beta(t)$, максимизирующие конечную массу АэрКА при повороте плоскости орбиты на заданный угол без ограничений и при ограничениях на управление, температуру нагрева в критической точке, продольную и нормальную перегрузку.

Решение задачи

Метод решения. Для формирования оптимального управления при наличии ограничений используем метод последовательной линеаризации. Метод является типичным методом спуска в пространстве управлений и сводится к итерационному улучшению управления. На каждой итерации вычисляется малое приращение управления $u(t)$, позволяющее перейти к улучшенному управлению $u(t) + \delta u(t)$ по схеме, приведённой в [6].

Исходные данные. Основные данные для расчёта движения гипотетического АэрКА приведены в табл. 1.

Таблица 1. Данные для расчёта движения

Наименование параметра	Значение	Наименование параметра	Значение
Большая полуось орбиты, км	6578	Наклонение орбиты, град.	0
Эксцентриситет орбиты	0	Угол входа в плотные слои атмосферы на высоте 100 км, град.	-1

Аэродинамические характеристики АэрКА задаются таблично в виде зависимостей коэффициента силы лобового сопротивления $c_{xa} = c_{xa}(\alpha, M)$ и коэффициента аэродинамической подъёмной силы $c_{ya} = c_{ya}(\alpha, M)$ от угла атаки α и числа Маха M . Значения c_{xa} и c_{ya} между табличными значениями определяются линейной интерполяцией.

Число Маха рассчитывается как отношение воздушной скорости аппарата, которая при отсутствии ветра совпадает со скоростью V относительно Земли, к скорости звука a на данной высоте:

$$M = \frac{V}{a}.$$

Скорость звука связана с температурой атмосферы T_a соотношением:

$$a = 20,046796\sqrt{T_a},$$

где температура атмосферы T_a определяется согласно ГОСТ 4401-81 [8].

Ограничения на управление, температуру в передней критической точке и составляющие перегрузки приведены в табл. 2.

Таблица 2. Ограничения на управление, температуру и перегрузки

Наименование параметра	Максимальное значение	Наименование параметра	Максимальное значение
Угол атаки α , град.	40	Продольная перегрузка n_x	4,0
Массовый расход β , кг/с	6,0	Нормальная перегрузка n_y	3,0
Температура нагрева в передней критической точке T , °C	1600		

Оптимизация движения АэрКА без учёта ограничений. На рис. 1–4 представлены зависимости параметров управления, параметров траектории и температуры от времени при повороте плоскости орбиты на 5 и 15° без ограничений на режимы движения. Пунктирными линиями на рисунках отмечены моменты выхода аппарата из плотных слоёв атмосферы на высоте 100 км.

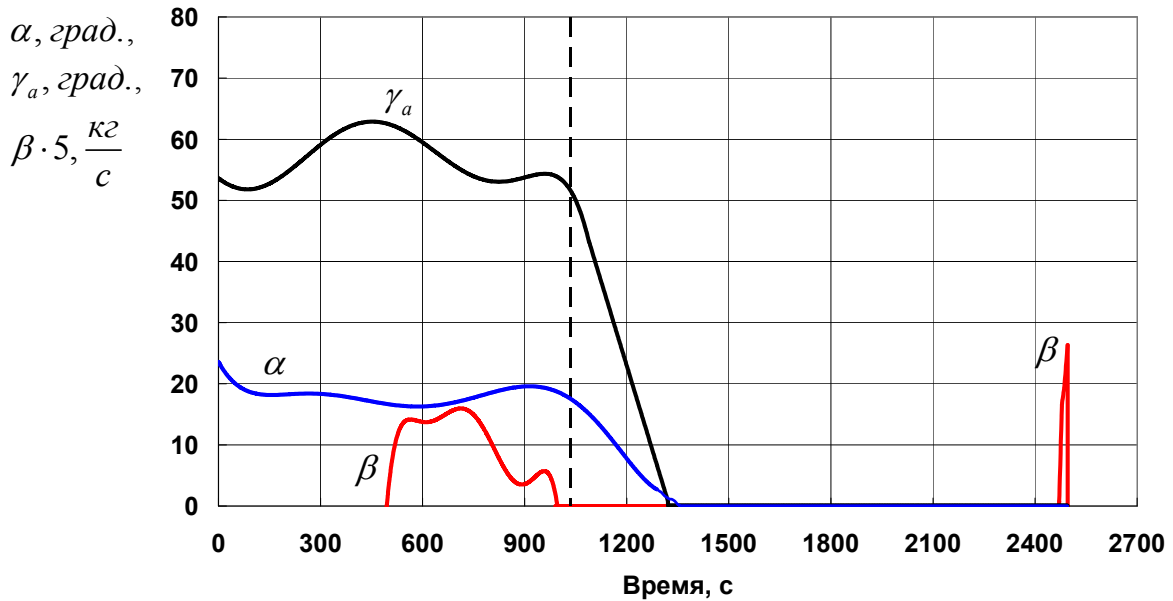


Рис. 1. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 5° без ограничений

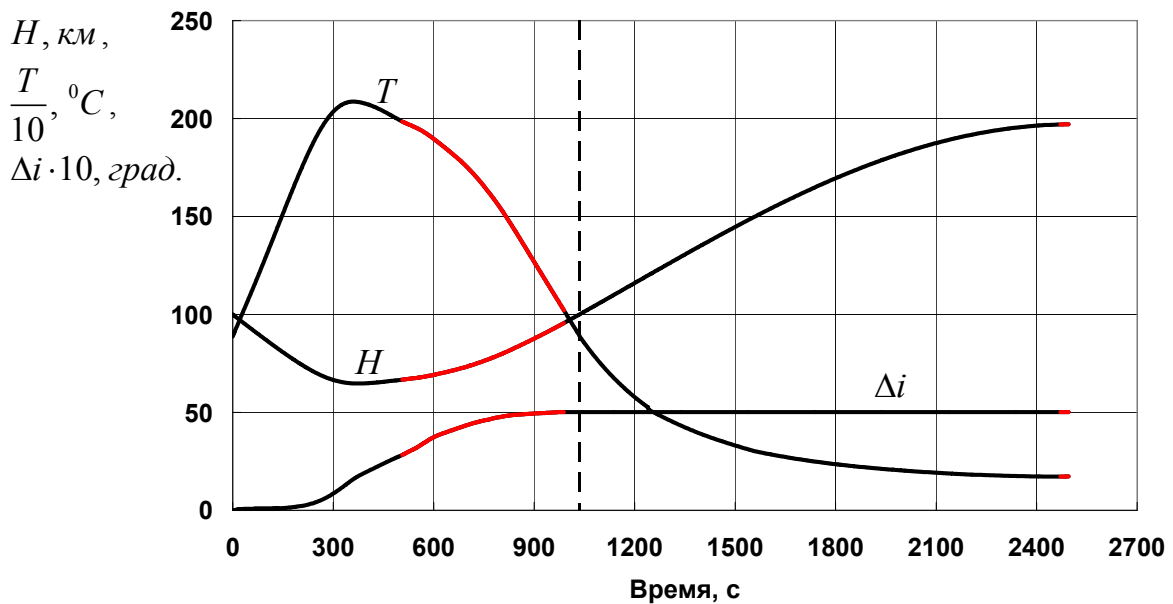


Рис. 2. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 5° без ограничений

При повороте плоскости орбиты на малый угол 5° основную роль играет «аэродинамическое» управление (углы атаки и крена). Программа управления по углу атаки (рис. 1) соответствует максимальному аэродинамическому качеству ($\alpha \approx \alpha_{K_{max}} \approx 20^\circ$ – наивыгоднейший угол атаки), что аналогично результатам для аэродинамического поворота плоскости орбиты [1]. Угол крена находится в диапазоне $\gamma_a \in [52^\circ, 63^\circ]$ (рис. 1). Таким образом, «аэродинамическое» управление не выходит на ограничения.

«Двигательное» управление (секундный расход топлива отличен от нуля) включается после достижения минимума высоты в плотных слоях атмосферы – на восходящем участке траектории (рис. 2). Это управление играет вспомогательную роль, о чём свидетельствует небольшая величина $\beta(t)$ (рис. 1).

Максимальная температура в критической точке равна 2086°C и превышает имеющееся ограничение в 1600°C .

Как показали расчёты, продольная и нормальная перегрузки не превышают допустимых значений.

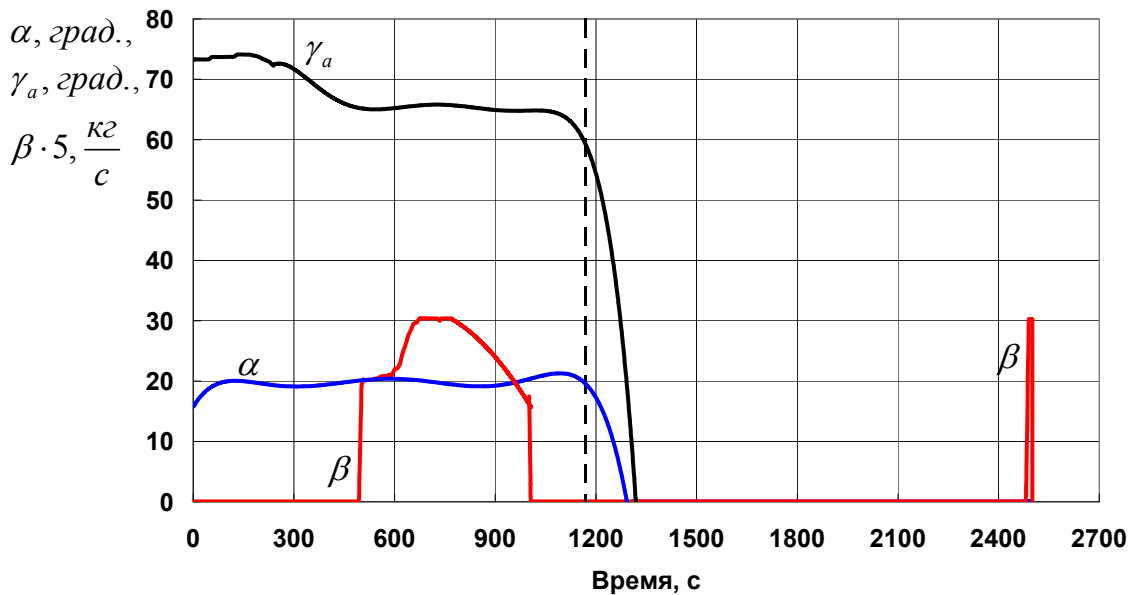


Рис. 3. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 15° без ограничений

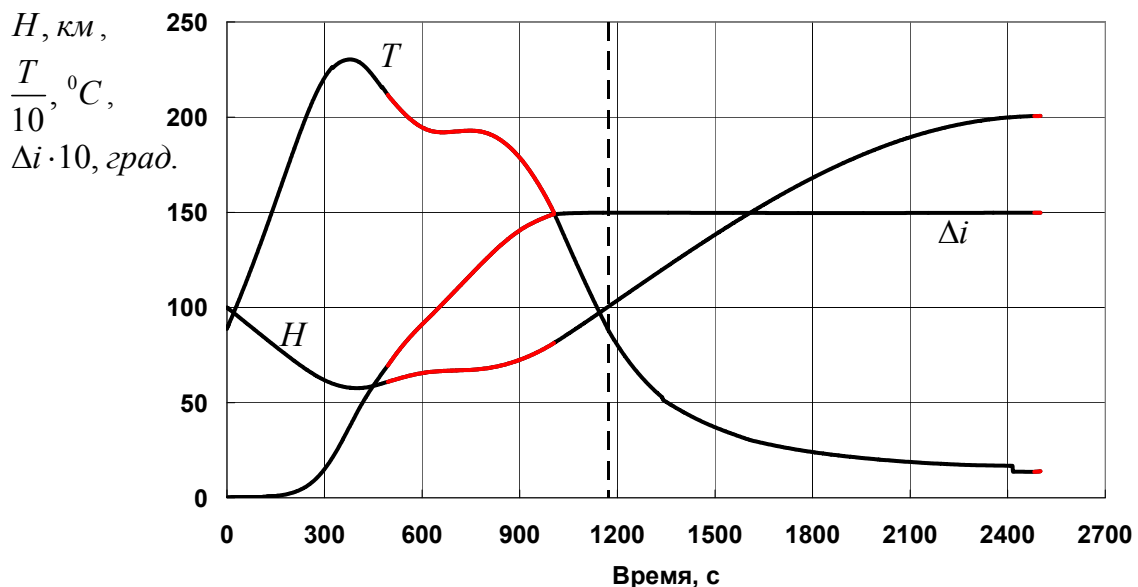


Рис. 4. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 15° без ограничений

Как и следовало ожидать, при повороте плоскости орбиты на больший угол 15° угол атаки остаётся близким к наивыгоднейшему (рис. 3), угол крена увеличивается ($\gamma_a \in [61^\circ, 74^\circ]$, рис. 3). Таким образом, «аэродинамическое» управление не выходит на ограничения.

«Двигательное» управление по-прежнему включается в плотных слоях атмосферы на восходящем участке траектории (рис. 4). Его роль возрастает, о чём свидетельствует выход $\beta(t)$ на ограничение (рис. 3), и становится определяющей для поворота плоскости орбиты на большой угол.

Максимальная температура в критической точке предсказуемо увеличивается, равна 2302°C и превышает имеющееся ограничение.

Как показали расчёты, продольная и нормальная перегрузки предсказуемо увеличиваются, но не превышают допустимых значений.

Оптимизация движения АэрКА с учётом ограничений. Как показало решение задачи без учёта ограничений на режимы движения, продольная и нормальная перегрузки не превышают допустимых значений, и только максимальная температура в критической точке существенно превышает допустимое значение даже при малом угле поворота плоскости орбиты. Поэтому решалась задача оптимизации движения с учётом ограничения по температуре. На рис. 5–8 представлены зависимости параметров управления, параметров траектории и температуры от времени при повороте плоскости орбиты на 5° и 15° . Пунктирными линиями на рисунках отмечены моменты выхода аппарата из плотных слоёв атмосферы на высоте 100 км.

Выполнение ограничения по температуре должно обеспечивать первое «аэродинамическое» управление – угол атаки. Он должен возрастать для увеличения аэродинамической подъёмной силы и, как следствие, для повышения минимальной высоты полёта аппарата в плотных слоях атмосферы. Как следует из решения задачи, угол атаки при повороте плоскости орбиты на 5° составляет около 30° (рис. 5), а при повороте на 15° достигает максимального допустимого значения 40° (рис. 7) по сравнению с наивыгоднейшим углом атаки 20° , соответствующим движению без учёта ограничений (рис. 1, 3).

Второе «аэродинамическое» управление – угол крена – обеспечивает поворот плоскости орбиты. Поскольку угол атаки при наличии ограничения существенно отличается от наивыгоднейшего значения, при котором максимально реализуются аэродинамические возможности аппарата, то угол крена должен иметь большие значения. С другой стороны, большие углы крена вступают в противоречие с требованием выполнения ограничения по температуре. Поэтому угол крена изменяется от меньших значений при входе в плотные слои атмосферы (во избежание «глубокого» погружения аппарата) к большим значениям после стабилизации высоты полёта на 77 км для поворота плоскости орбиты на заданный угол (рис. 5, 7 и рис. 6, 8). Участки траектории с постоянной высотой полёта соответствуют выходу температуры в передней критической точке на ограничение.

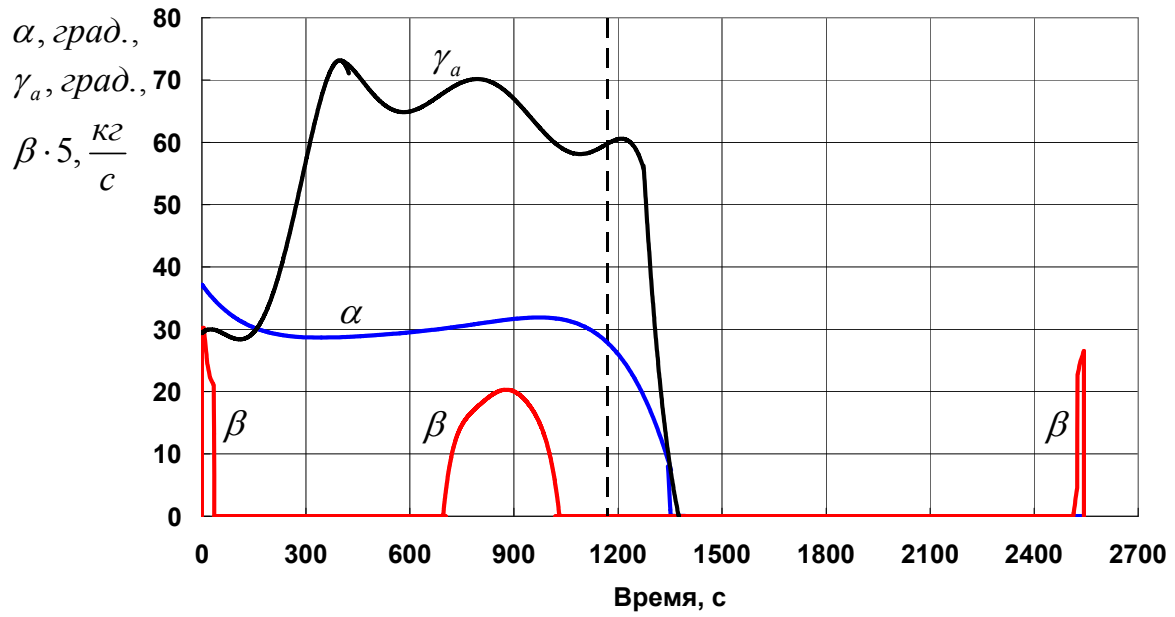


Рис. 5. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 5° с учётом ограничений

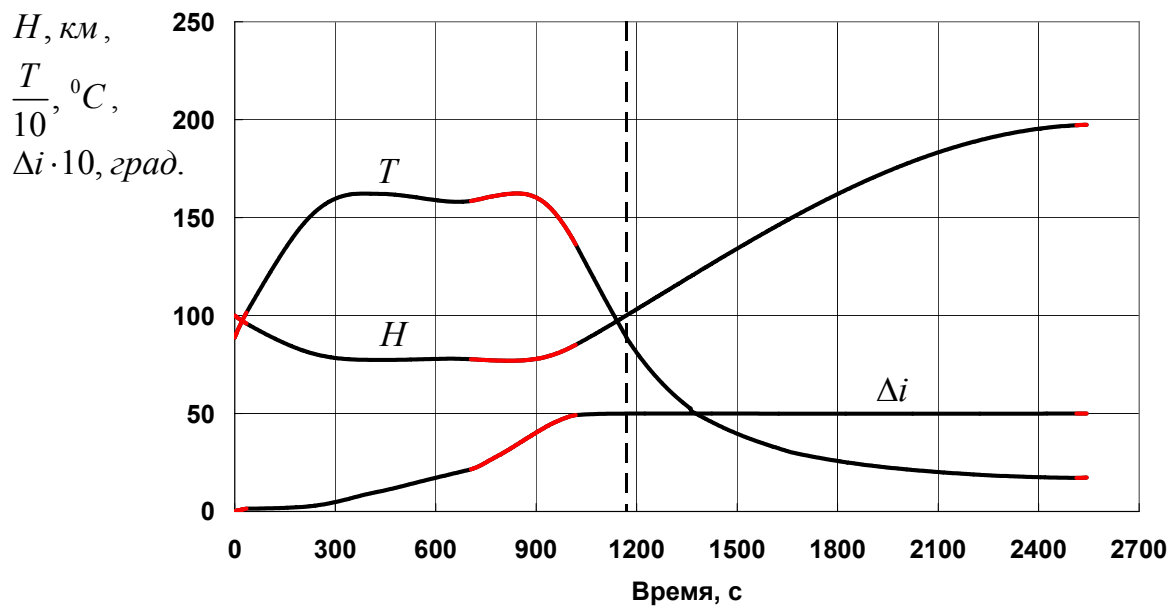


Рис. 6. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 5° с учётом ограничений

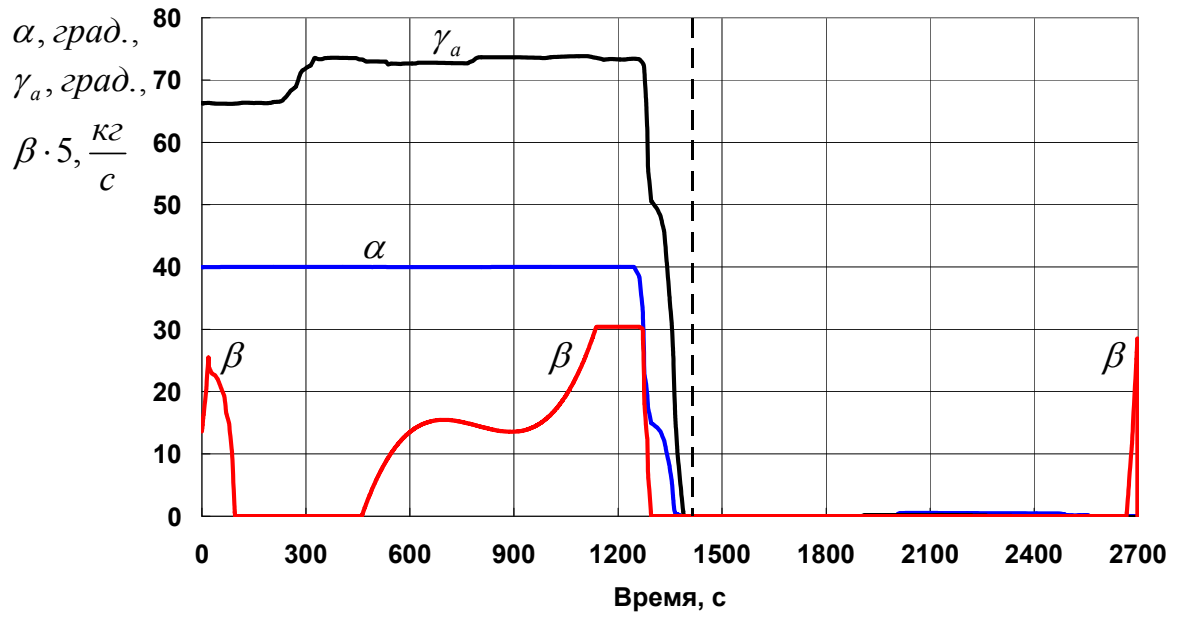


Рис. 7. Зависимости параметров управления от времени при повороте плоскости орбиты на 15° с учётом ограничений

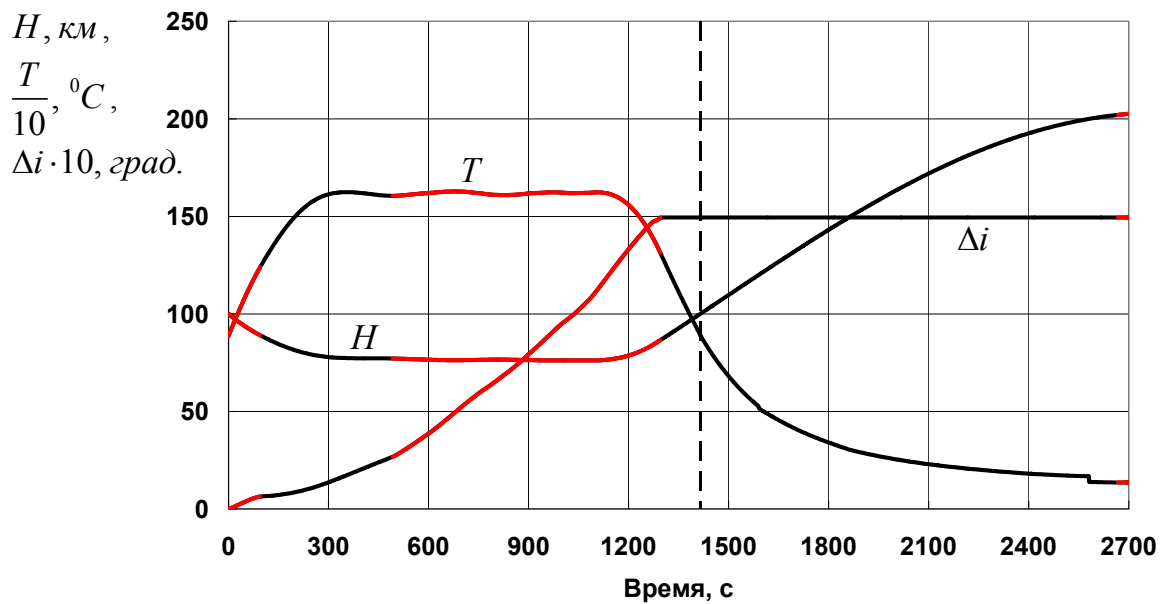


Рис. 8. Зависимости высоты полёта, температуры нагрева в передней критической точке, изменения наклона орбиты от времени при повороте плоскости орбиты на 15° с учётом ограничений

В отличие от решения задачи без ограничений характерным является наличие двух участков «двигательного» управления в плотных слоях атмосферы, что соответствует результатам, приведённым в [5].

Первый участок соответствует входу аппарата в атмосферу (рис. 5, 7 и рис. 6, 8) и обеспечивает большую высоту полёта. Второй участок обеспечивает разгон аппарата для его выхода из плотных слоёв атмосферы (рис. 5, 7 и рис. 6, 8). Как и следовало ожидать, при повороте орбиты на большой угол требуется большая продолжительность «двигательного» управления и его большая величина с выходом на ограничение (рис. 5, 7).

Заключение

При повороте плоскости орбиты на малый угол без учёта ограничения на температуру в критической точке основную роль играет «аэродинамическое» управление (углы атаки и крена). «Двигательное» управление (секундный расход топлива) включается на восходящем участке атмосферной траектории и играет вспомогательную роль. «Аэродинамическое» и «двигательное» управления не выходят на ограничения. При повороте плоскости орбиты на большой угол «аэродинамическое» управление не выходит на ограничение. «Двигательное» управление включается на восходящем участке атмосферной траектории и его роль возрастает, о чём свидетельствует выход на максимальный секундный расход топлива.

При повороте плоскости орбиты с учётом ограничения на температуру угол атаки увеличивается для повышения минимальной высоты полёта в атмосфере и при большом угле поворота достигает максимального допустимого значения. Угол крена изменяется от меньших значений при входе в атмосферу, чтобы избежать «глубокого» погружения, к большим значениям после стабилизации высоты полёта для поворота плоскости орбиты на заданный угол. Характер «двигательного» управления принципиально изменяется за счёт появления второго участка. Первый участок соответствует входу аппарата в атмосферу и обеспечивает большую высоту атмосферного участка полёта, а второй участок обеспечивает выход аппарата из плотных слоёв атмосферы. При повороте плоскости орбиты на малый угол «двигательное» управление не выходит на ограничение, а при повороте на большой угол увеличивается как его продолжительность, так и величина с выходом на максимальное значение секундного расхода топлива.

Библиографический список

1. Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М.: Машиностроение, 1972. 240 с.
2. Гурман В.И., Салмин В.В., Шершнёв В.М. Аналитическая оценка приближённо-оптимальных комбинированных разворотов // Космические исследования. 1969. Т. 7, № 6. С. 819-826.
3. Балакин В.Л., Белоконов В.М., Шершнёв В.М. Об оптимальных режимах поворота плоскости орбиты спутника Земли с использованием аэродинамических сил // Космические исследования. 1974. Т. 12, № 3. С. 346-352.
4. Балакин В.Л., Белоконов В.М., Шершнёв В.М. Комбинированный манёвр поворота плоскости орбиты при наличии ограничений на режимы движения // Космические исследования. 1976. Т. 14, № 4. С. 498-503.

5. Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Самара: Самарский научный центр РАН, 2007. 274 с.

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

7. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта: уч. пособие. М.: Наука, 1990. 448 с.

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

OPTIMIZATION OF SPACE VEHICLE COMBINED ORBITAL PLANE CHANGE MANEUVER ON THE BASIS OF THE SUCCESSIVE LINEARIZATION METHOD

© 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 the space vehicle combined orbital plane change maneuver with the aim of maximizing its final mass is considered in the paper. Burst of power is used for the vehicle's exit from the initial low earth orbit and subsequent re-entry. Starting from atmospheric entry till the end of the orbital plane change with the entry in the final orbit the angle of attack, the air-path bank angle and the fuel-flow rate are used as controls. Limitations for the angle of attack, fuel-flow rate, adiabatic recovery temperature, longitudinal and vertical load factor are introduced. The successive linearization method is used to determine the optimal control programs. Solving the optimization task is exemplified by a hypothetical space vehicle. The results of modeling space vehicle motion are presented. The changes in the determined "aerodynamic" (angle of attack and air-path bank angle) and "motion" (fuel-flow rate) controls with increasing the angle of orbital plane change are discussed with and without account of the key limitation on the modes of motion – maximum adiabatic recovery heating temperature.

Space vehicle; combined orbital plane change maneuver; optimal control; angle of attack; air-path bank angle; fuel-flow rate; limitations; method of successive linearization.

Citation: Balakin V.L., Ishkov S.A., Khramov A.A. Optimization of space vehicle combined orbital plane change maneuver on the basis of the successive linearization method. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 23-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-23-36

References

1. Shkadov L.M., Bukhanova R.S., Illarionov V.F., Plokhikh V.P. *Mekhanika optimal'nogo prostranstvennogo dvizheniya letatel'nykh apparatov v atmosfere* [Mechanics of optimal spatial motion of flying vehicles in the atmosphere]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 240 p.

2. Gurman V.I., Salmin V.V., Shershnev V.M. Analytical Estimation of Approximately-Optimal Combined Turns. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1969. V. 7, no. 6. P. 819-826. (In Russ.)
3. Balakin V.L., Belokonov V.M., Shershnev V.M. Optimal modes of Earth satellite aerodynamic orbital plane change. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1974. V. 12, no. 3. P. 346-352. (In Russ.)
4. Balakin V.L., Belokonov V.M., Shershnev V.M. Combined maneuver of orbital plane change with limitations on the motion mode. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1976. V. 14, no. 4. P. 498-503. (In Russ.)
5. Lazarev Yu.N. *Upravleniye trayektoriyami aerokosmicheskikh apparatov* [Space trajectory control]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2007. 274 p.
6. Fedorenko R.P. *Priblizhennoye resheniye zadach optimal'nogo upravleniya* [Approximate solution of optimal control problems]. Moscow: Nauka Publ., 1978. 488 p.
7. Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta: uch. posobie* [Basics of space flight mechanics: Textbook]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 448 p.
8. GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 180 p. (In Russ.)

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ МАЛОЦИКЛОВОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОБРАЗЦОВ С КОНЦЕНТРАТОРОМ НАПРЯЖЕНИЙ ПРИ РАСТЯЖЕНИИ-СЖАТИИ

© 2018

С. А. Букатый доктор технических наук, профессор, профессор кафедры прикладной механики;
Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П.А. Соловьёва;
bukaty_sa@mail.ru

А. В. Пахоменков начальник конструкторского отдела «Прочность»;
ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск;
aleksandr.pakhomenkov@uec-saturn.ru

Г. А. Солнцев инженер-конструктор 2 категории конструкторского отдела «Прочность»;
ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск;
Solntsev_g_a_233@mail.ru

А. С. Букатый кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
bukaty@inbox.ru

Предложен метод эквивалентных испытаний на малоцикловую усталость, основанный на использовании опытных образцов, напряжённо-деформированное состояние которых должно быть подобно состоянию исследуемой детали. В качестве критерия подобия напряжённо-деформированных состояний образцов и детали используется коэффициент жёсткости напряжённого состояния. При невозможности достичь полного подобия предложен коэффициент соответствия интенсивностей деформаций образцов и деталей. На примере диска компрессора низкого давления газотурбинного двигателя проведена апробация метода. В качестве эквивалентных образцов использовались образцы круглого поперечного сечения с V-образным концентратором. Испытания проводили: образцов – при растяжении-сжатии по отнулевому циклу, дисков – на специализированном стенде при раскрутке до 5000 оборотов в минуту. Разработанный метод эквивалентных испытаний позволяет прогнозировать малоцикловую долговечность крупногабаритных ответственных деталей, натурные испытания которых невозможны. Метод может быть применён также для оценки долговечности деталей в многоцикловой области и прогнозирования длительной прочности. На основе полученных в работе зависимостей можно проводить проектирование и совершенствование конструкции деталей: по заданной долговечности определять допускаемую величину интенсивности деформаций в наиболее нагруженной зоне детали.

Малоцикловая усталость; эквивалентные испытания на выносливость; натурные испытания; жёсткость напряжённого состояния; образцы с концентратором напряжений; коэффициент соответствия.

Цитирование: Букатый С.А., Пахоменков А.В., Солнцев Г.А., Букатый А.С. Прогнозирование малоцикловой долговечности деталей газотурбинного двигателя методом эквивалентных испытаний образцов с концентратором напряжений при растяжении-сжатии // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 37-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-37-46

Введение

В настоящее время основным методом расчёта малоцикловой долговечности ответственных деталей газотурбинных двигателей (ГТД) является предложенный С.С. Мэнсоном метод универсальных наклонов [1], разработанный на основе результатов испытаний на растяжение-сжатие стандартных образцов при одноосном напряжённом состоянии (НС). Для сложного НС, характерного для основных деталей ГТД в зо-

нах концентрации напряжений, в Центральном институте авиационного моторостроения (ЦИАМ) после дополнительных исследований было получено модифицированное уравнение [2; 3], содержащее интенсивности размахов упругих и пластических деформаций в цикле нагружения. В дальнейшем с целью повышения точности прогнозирования малоциклового долговечности появились различные модификации уравнения Мэнсона [4; 5]. Однако расчёты долговечности в ряде случаев значительно отличаются от результатов, полученных при испытаниях на малоцикловую усталость (МЦУ) не только деталей, но и стандартных образцов и образцов с концентраторами напряжений [6; 7]. Существующие расчётные методы не обладают достаточной точностью, т.к. не могут полностью учесть условия работы и сложность напряжённо-деформированного состояния (НДС) деталей с концентраторами напряжений. Поэтому на практике, для обеспечения более достоверных данных, применяют натурные испытания. В силу большой сложности и трудоёмкости, а также невозможности проведения испытаний для крупногабаритных деталей, более перспективным является проведение эквивалентных испытаний на специальных образцах, моделирующих НДС исследуемого объекта.

Метод эквивалентных испытаний

На основе работ [8; 9] в ПАО «ОДК-Сатурн» разработаны методики анализа НДС и прогнозирования МЦУ, в которых в качестве критерия подобия НДС детали и эквивалентных образцов используется коэффициент жёсткости напряжённого состояния (ЖНС) [10]:

$$K_{жс} = \frac{3\sigma_0}{\sigma_i} = \frac{\sqrt{2}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)}{\sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}},$$

где $\sigma_0 = (\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)/3$ – октаэдрическое напряжение; σ_i – интенсивность нормальных напряжений; $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения.

Метод прогнозирования МЦУ деталей на основе эквивалентных испытаний образцов состоит из следующих этапов работ:

1. На основе конечно-элементного (КЭ) моделирования исследуется НДС детали, определяются наиболее опасное место, величина коэффициента ЖНС $K_{жс}$ и интенсивность деформаций ε_i в опасной точке-элементе.

2. На основе анализа НДС разрабатывается КЭ модель образца с концентратором напряжений для проведения эквивалентных испытаний. При этом геометрия образца в наиболее нагруженной – опасной области должна обеспечивать с максимально возможным приближением подобие характеристик НДС образца – $K_{жс}$ и соотношение между главными напряжениями аналогичным характеристикам НДС детали.

3. Из того же материала, что и деталь, изготавливают в необходимом количестве образцы и проводят испытания на МЦУ не менее четырёх вариантов, подбирая нагрузку таким образом, чтобы долговечность образцов охватывала необходимый интервал долговечности исследуемой детали.

4. На основе аппроксимации полученных данных по долговечности образцов (например, в системе Excel) в системе координат $\varepsilon_i - \ln N$ строится кривая долговечности и определяется её аналитическое выражение.

5. При полном соблюдении подобия НДС в образцах и детали полученная кривая долговечности образцов характеризует долговечность исследуемой детали, т.е. уста-

навливают связь между величиной интенсивности деформаций детали ε_i и соответствующим количеством циклов до разрушения.

Данный метод позволяет решать прямую задачу: прогнозировать долговечность существующих крупногабаритных деталей, натурные испытания которых из-за больших габаритов невозможны либо связаны с большой трудоёмкостью и значительными затратами времени. Второе важное направление применения изложенного метода – проектирование деталей по допускаемой долговечности: по заданному количеству циклов $[N]$ определяется величина допускаемой интенсивности деформаций $[\varepsilon_i]$, по которой при заданном уровне нагрузок подбираются геометрические параметры детали.

В тех случаях, когда при равенстве коэффициентов $K_{эс}$ эквивалентных образцов и детали не удаётся достичь полного подобия НДС по соотношению главных напряжений, необходимо установить коэффициент соответствия (коэффициент подобия) НДС K_c между интенсивностями деформаций детали и образцов:

$$\varepsilon_{i\text{дет}} = K_c \varepsilon_{i\text{обр}}. \quad (1)$$

Если имеются результаты натурных испытаний опытных деталей, то данный коэффициент можно определить экспериментально путём сопоставления интенсивностей деформаций ε_i детали и образца при их одинаковой долговечности. При отсутствии необходимых экспериментальных данных для определения K_c предлагается выражение для коэффициента соответствия, учитывающее неоднородность главных напряжений по величине отношения максимальных касательных напряжений τ_{\max} к интенсивности напряжений σ_i в детали (обозначены индексом «д») и в эквивалентных образцах (обозначены индексом «о»):

$$K_c = \left[\frac{\tau_{\max_д} / \sigma_{i_д}}{\tau_{\max_о} / \sigma_{i_о}} \right]^2, \quad (2)$$

где

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2}, \quad \sigma_i = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2}.$$

Выражение (2) позволяет проводить эквивалентные испытания на опытных образцах в тех случаях, когда нет возможности полностью смоделировать НДС деталей сложной конструкции.

Для апробации метода в качестве объекта исследования был выбран диск 1-й ступени компрессора низкого давления (КНД) двигателя семейства Д-30, изготавливаемый из сплава ВТЗ-1 (рис. 1).

Наиболее нагруженной частью диска является галтель в замке типа «ласточкин хвост», в которой в процессе испытаний до разрушения возникают усталостные трещины. Поэтому рассматривалось два варианта диска: в исходном – серийном исполнении (рис. 2, а) и после доработки – нанесения в замке разгрузочной канавки (рис. 2, б). Данная доработка привела к значительному увеличению малоциклового долговечности диска: с 10 763 до 29 485 циклов до разрушения (появления трещины).



Рис. 1. Модель диска 1-й ступени КНД

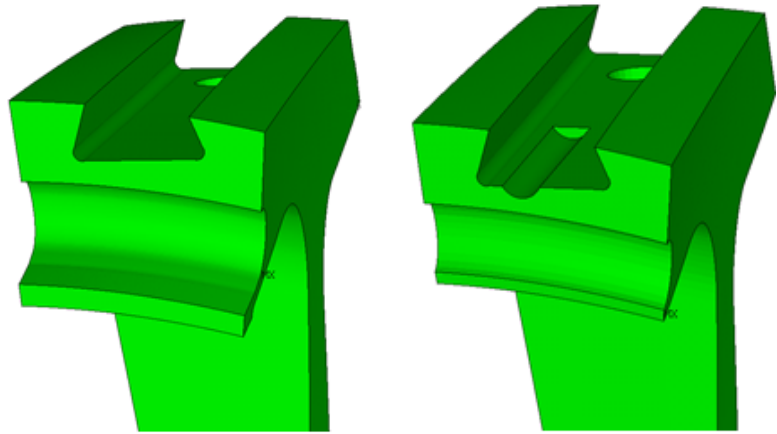


Рис. 2. КЭ модели диска 1-й ступени КНД: а – серийный диск; б – доработанный диск

В силу сложности изготовления опытных образцов, моделирующих реальные детали (в данном случае замковый паз диска), в качестве эквивалентных образцов использовались образцы круглого поперечного сечения с V-образным концентратором. Такой подход является наименее затратным и, как показали исследования, достаточно эффективным. Заготовки образцов вырезали из некондиционного диска (рис. 3).

КЭ моделирование опытных образцов (рис. 4) и диска (рис. 5) осуществляли в системе Ansys v.18 с использованием элементов Solid 186.

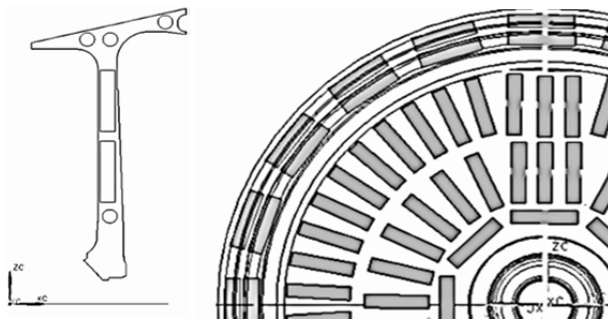


Рис. 3. Схема разрезки диска 1-й ступени КНД на заготовки образцов

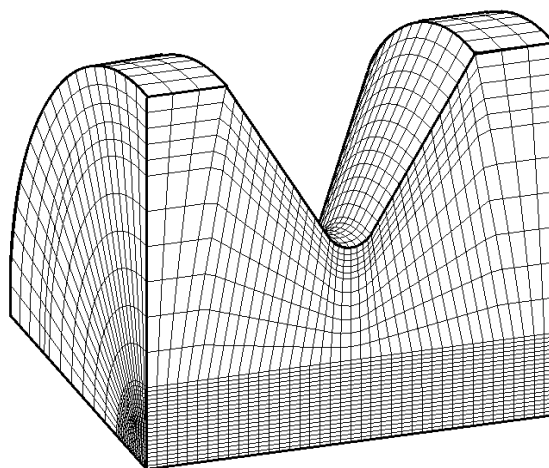


Рис. 4. КЭ модель опытных образцов с концентратором напряжений

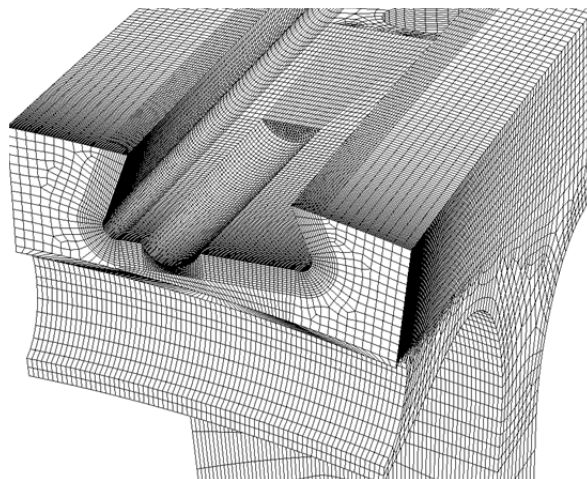


Рис. 5. КЭ модель замкового паза диска

В результате расчётов были подобраны геометрические параметры образцов (рис. 6).

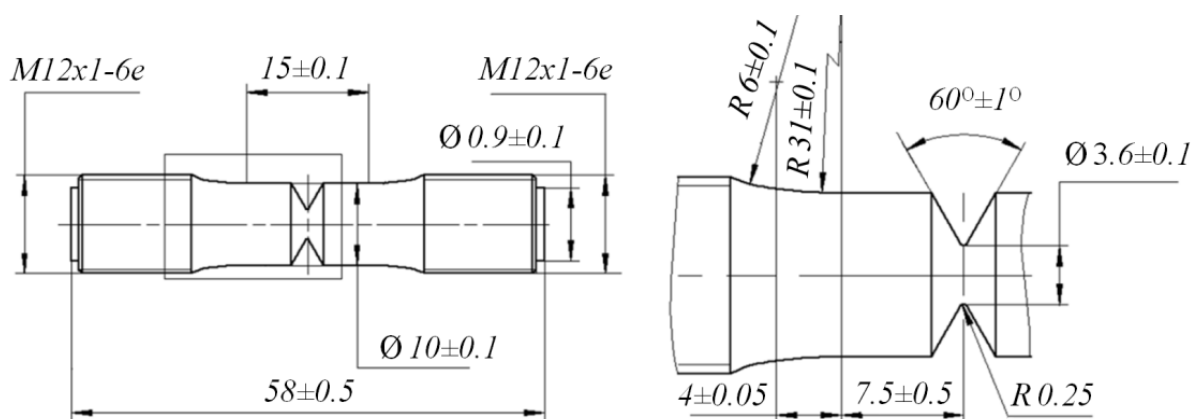


Рис. 6. Образцы из сплава ВТЗ-1 с V-образным концентратором напряжений для испытаний на МЦУ

Основные поверхности образца полировались до $Ra\ 0,2$. Испытания образцов с концентратором проводили при нормальных условиях на установке MTS 810 по отнуплевому треугольному циклу при растяжении фиксированной нагрузкой с частотой 2 Гц. Результаты испытаний двенадцати образцов и расчёта интенсивностей деформаций представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты испытаний образцов на малоцикловую усталость

№ п/п	Нагрузка P , кгс	Средняя долговечность N , цикл	$\ln N$	Интенсивность деформаций $\varepsilon_i \cdot 10^3$
1	342	58952	4,770499	6,29036
2	424	20813	4,318335	7,79857
3	500	12589	4,099991	9,19643
4	530	8104	3,908699	9,74822

Испытания дисков на МЦУ проводили по близкому к отнулевому циклу на специализированном стенде УИР-3. Вместо рабочих лопаток использовались эквивалентные грузы-имитаторы. Режим нагружения назначали из условия обеспечения максимального уровня НДС дисков, возникающего при работе в составе двигателя. Параметры цикла нагружения дисков на стенде УИР-3: разгон от $n_{\min} = 500$ об/мин до $n_{\max} = 5000$ об/мин в течение $\Delta\tau = 23$ с, выдержка при n_{\max} в течение $\Delta\tau = 20$ с, торможение вращения диска до n_{\min} в течение $\Delta\tau = 46$ с и длительность вращения при n_{\min} до начала следующего разгона $\Delta\tau = 5$ с.

Вследствие трения о воздух при вращении температура диска изменялась от $+50^\circ\text{C}$ при n_{\min} до $+60^\circ\text{C}$ при n_{\max} , что практически не оказывало влияния на механические свойства материала диска. Было испытано три серийных диска и один после доработки – нанесения в замковом пазе разгрузочной канавки (рис. 2, б). Результаты испытаний дисков и расчётов приведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты испытаний дисков на МЦУ и расчётные параметры

Наименование	N цикл.	$K_{жс}$	Расчёт в ANSYS $\varepsilon_i \cdot 10^3$	Расчёт по (4) и (5) $\varepsilon_i \cdot 10^3$	Экспериментальный K_c	Расчётный K_c	Погрешность $\delta, \%$
Серийный диск	10763	1,5085	7,6497	9,5021 по (5)	0,8051	0,8107	0,70
Доработанный диск	29485	1,4627	6,2288	7,30745 по (4)	0,8524	0,8071 0,8324	5,31 2,35

Кривая выносливости образцов, представленная сплайнами в Excel 1, и графики её аппроксимации степенной функцией 2 и полиномом 3-й степени 3 приведены на рис. 7.

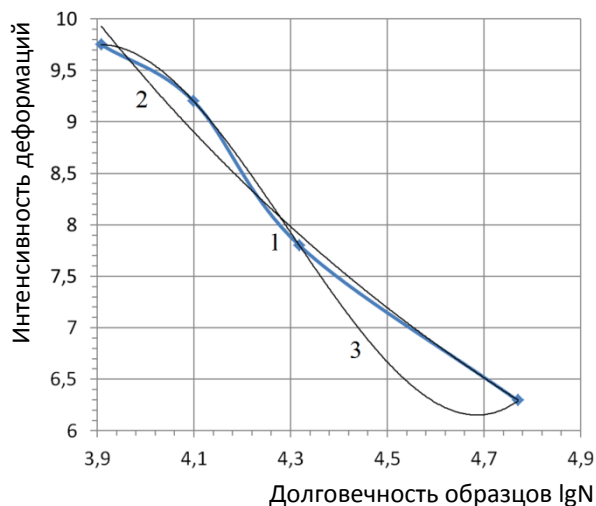


Рис. 7. Результаты испытаний на МЦУ опытных образцов:

- 1 – аппроксимация сплайнами в Excel;
- 2 – аппроксимация степенной функцией;
- 3 – аппроксимация полиномом 3-й степени

Аналитические выражения кривых выносливости образцов имеют вид:

в зависимости $\varepsilon_i = F(\ln N)$

$$\varepsilon_i = 0,223417538(\lg N)^{-2,284212}, \quad (3)$$

$$\varepsilon_i = (-1173,402 + 838,7475 \lg N - 196,833(\lg N)^2 + 15,271(\lg N)^3) \cdot 10^{-3}; \quad (4)$$

в зависимости $\lg N = F(\varepsilon_i)$

$$\lg N = 10,542497(\varepsilon_i \cdot 10^3)^{-0,431781}, \quad (5)$$

$$\lg N = 28,27387 - 8,59545 \varepsilon_i \cdot 10^3 + 1,040077(\varepsilon_i \cdot 10^3)^2 - 0,042544(\varepsilon_i \cdot 10^3)^3. \quad (6)$$

Для аппроксимации и последующих расчётов используются две функции, т.к. в области малого числа циклов до разрушения для серийного диска ($N = 10763$ ц) лучшее приближение даёт полином 3-й степени – выражения (4) и (6), а для доработанного диска при увеличении количества циклов до разрушения $N = 29485$ ц более точные результаты показывают степенные функции (3) и (5) (рис. 7).

Результаты испытаний на МЦУ и расчётов интенсивностей деформаций для серийного и доработанного дисков в системе Ansys v.18 позволили определить экспериментальные значения коэффициента соответствия K_c , приведённые в табл. 2. Эти значения служили при оценке адекватности выражения (2) для определения K_c расчётным способом. Установлено, что погрешность расчётов δ в прогнозировании долговечности серийного диска или определении допускаемых деформаций не превышает 1% (табл. 2). Для доработанного диска (рис. 2, б) погрешность составляет порядка 5% (табл. 2), т.к. нанесение канавки привело к некоторому уменьшению уровня НДС и уменьшению коэффициента ЖНС $K_{жс}$. При учёте изменения ЖНС в соответствии с выражением

$$K_c = \left[\frac{\tau_{\max_д} / \sigma_{i_д}}{\tau_{\max_оax} / \sigma_{i_о_о}} \frac{K_{жс_исх}}{K_{жс_дораб}} \right]^2 \quad (7)$$

погрешность расчётов уменьшается до 2,24 %.

Заключение

Полученные результаты показывают, что точность прогнозирования МЦУ деталей зависит в основном от точности определения долговечности опытных образцов при испытании на выносливость.

Зависимости (5) и (6) с учётом соотношения (1) служат для оценки малоцикловой долговечности дисков по известной величине их интенсивности деформаций. Результаты испытаний на выносливость использованы для апробации метода и определения важной характеристики – коэффициента соответствия K_c . Поэтому определение долго-

вечности диска на основе полученных коэффициентов соответствия K_c является в рассматриваемом случае обратной задачей с той же точностью результата.

Использование зависимостей (3) и (4) позволяет осуществлять проектирование и доработку диска: по заданной долговечности определять максимальную допускаемую величину интенсивности деформаций в опасной – наиболее нагруженной зоне диска. В этом случае максимальная величина интенсивности деформаций в результате изменения размеров и формы детали не должна превышать допускаемой величины. Если в процессе доводки конструкции детали произойдёт существенное изменение коэффициента ЖНС $K_{жс}$, то для определения коэффициента соответствия K_c следует использовать выражение (7).

Апробация данного метода подтвердила его эффективность на относительно сложной детали – диске КНД, работающем в условиях малоциклового усталости. Следовательно метод эквивалентных испытаний можно использовать для замены натуральных испытаний крупногабаритных ответственных деталей с целью оценки их долговечности не только в малоциклового, но и в многоциклового области, а также прогнозирования их длительной прочности.

Библиографический список

1. Manson S.S. Fatigue: A Complex Subject – Some Simple Approximations // *Experimental Mechanics*. 1965. V. 5, Iss. 4. P. 193-226. DOI: 10.1007/bf02321056
2. Демьянушко И.В., Биргер И.А. Расчёт на прочность вращающихся дисков. М.: Машиностроение, 1978. 247 с.
3. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчёт на прочность деталей машин: справочник. М.: Машиностроение, 1979. 702 с.
4. Муралидхаран У., Мэнсон С. Модифицированное уравнение с универсальными показателями степени для оценки усталостных характеристик металлов // *Теоретические основы инженерных расчётов*. 1988. № 4. С. 87-92.
5. Муратов Р.Х. Многокритериальное оптимальное проектирование основных деталей роторов ГТД для ожидаемых условий эксплуатации. Автореф. дис. ... канд. тех. наук. Пермь, 2004. 16 с.
6. Портер А.М., Букатый С.А., Округин А.А. Исследование процессов накопления повреждений и разрушения валов и дисков ГТД из материалов ЭИ-961 в зависимости от длительности действия максимальных напряжений в цикле нагружения // *Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии имени П.А. Соловьёва*. 2008. № 2(14). С. 65-74.
7. Шереметьев А.В. Прогнозирование циклической долговечности и установление ресурсов основных деталей авиационных ГТД // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2005. № 8 (24). С. 45-50.
8. Букатый А.С., Букатый С.А. Разработка критериев анализа напряжённо-деформированного состояния деталей ГТД в упругопластической области // *Сб. материалов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения»*. Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 66-68.
9. Букатый А.С., Букатый С.А., Андреев И.Б. Оптимизация конструкции ответственных деталей ГТД на основе критериев напряжённого состояния // *Вестник Рыбинского государственного авиационного технического университета имени П.А. Соловьёва*. 2016. № 4(39). С. 7-13.
10. Смирнов-Аляев Г.А. Механические основы пластической обработки металлов. Инженерные методы. Л.: Машиностроение, 1968. 272 с.

FORECASTING LOW-CYCLE FATIGUE LIFE OF GAS-TURBINE ENGINE PARTS BY THE METHOD OF EQUIVALENT TESTS FOR SPECIMENS WITH STRESS CONCENTRATOR UNDER EXTENSION-COMPRESSION

© 2018

- S. A. Bukatyy** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Applied Mechanics; Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation; bukatyy_sa@mail.ru
- A. V. Pakhomenkov** Chief of Design Department of Strength; Public Joint-Stock Company UEC-Saturn, Rybinsk, Russian Federation; aleksandr.pakhomenkov@uec-saturn.ru
- G. A. Solntsev** Engineer of the Design Department of Strength; Public Joint-Stock Company UEC-Saturn, Rybinsk, Russian Federation; Solntsev_g_a_233@mail.ru
- A. S. Bukatyy** Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Strength of Materials; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; bukatyy@inbox.ru

A method of low-cycle fatigue equivalent tests based on the application of test specimens whose stress-strain state shall be similar to the stress-strain state of the part to be investigated is proposed in the paper. The stiffness ratio of the stressed state is used as the similarity criterion of stress and strain state of the specimens and the part. The method was successfully applied on the low-pressure compressor disk of a gas turbine engine. Specimens with a circular cross section and a V-concentrator were used as equivalent specimens. The tests were carried out as follows: the specimens were tested under stretching and compression for the zero-to-compression stress cycle; the disks were tested on a dedicated test bench with the spin-up of up to 5000 rpm. The proposed method of equivalent tests makes it possible to forecast low-cycle fatigue life of large-sized critical parts whose full-scale tests cannot be carried out. The method can also be used to assess the high-cycle fatigue life of parts and to forecast their long-term strength. The obtained equations make it possible to design and optimize the construction of aviation parts: the permissible value of strain rate in the most strained area of the part can be determined by the specified fatigue life.

Low-cycle fatigue; equivalent endurance tests; full-scale tests; strain state stiffness; specimens with stress concentrator; conformity factor.

Citation: Bukatyy S.A., Pakhomenkov A.V., Solntsev G.A., Bukatyy A.S. Forecasting low-cycle fatigue life of gas-turbine engine parts by the method of equivalent tests for specimens with stress concentrator under extension-compression. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 37-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-37-46

References

1. Manson S.S. Fatigue: a complex subject – some simple approximations. *Experimental Mechanics*. 1965. V. 5, Iss. 4. P. 193-226. DOI: 10.1007/bf02321056
2. Dem'yanushko I.V., Birger I.A. *Raschet na prochnost' vrashchayushchikhsya diskov* [Stress calculation of rotating discs]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 247 p.
3. Birger I.A., Shorr B.F., Iosilevich G.B. *Raschet na prochnost' detaley mashin: spravochnik* [Stress calculation of machine parts: reference book]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1979. 702 p.
4. Muralidharan U., Manson S.S. A modified universal slopes equation for estimation of fatigue characteristics of metals. *Journal of Engineering Materials and Technology, Transactions of the ASME*. 1988. V. 110, Iss. 1. P. 55-58. DOI: 10.1115/1.3226010
5. Muratov R.Kh. *Mnogokriterial'noe optimal'noe proektirovanie osnovnykh detaley rotorov GTD dlya ozhidaemykh usloviy ekspluatatsii. Avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk* [Multicriterion optimum design of gas turbine engine rotor main parts for anticipated operating conditions. Extended abstract of Cand. Sci. (Eng.) Dissertation]. Perm', 2004. 16 p.

6. Porter A.M., Bukaty S.A., Okrugin A.A. Study of the processes of damage accumulation and fracture of gas turbine shaft and disc from materials of EI-961 depending on the duration of action of the maximum stress in the cycle of loading. *Vestnik RGATU*. 2008. No. 2 (14). P. 65-74. (In Russ.)

7. Sheremet'ev A.V. Forecasting of fatigue life and determining the endurance of aircraft gas turbine engine's main parts. *Aerospace Technic and Technology*. 2005. No. 8 (24). P. 45-50. (In Russ.)

8. Bukaty A.S., Bukaty S.A. The analysis criteria development for the stress-strain state of gas turbine engine parts in the elastoplastic region. *Sbornik materialov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroyeniya»*. Part 2. Samara: Samara University, 2016. P. 66-68. (In Russ.)

9. Bukaty A.S., Bukaty S.A., Andreev I.B. Optimization of GTE essential parts design on the basis of stress criteria. *Vestnik RGATU*. 2016. No. 4(39). P. 7-13. (In Russ.)

10. Smirnov-Alyayev G.A. *Mekhanicheskie osnovy plasticheskoy obrabotki metallov. Inzhenernyye metody* [Mechanical principles of plastic working of metals]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1968. 272 p.

ТОЧНОСТЬ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ВЗАИМНЫМ МЕТОДОМ ПРИ ГРУППОВОМ ПОЛЁТЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2018

- А. Д. Голяков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
algol1949@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 исследования точности оценивания погрешностей определения параметров движения центра масс малого космического аппарата, совершающего групповой полёт совместно с другими малыми космическими аппаратами, среди которых находится малый космический аппарат, выполняющий функции лидера группировки. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами малого космического аппарата, выбраны углы между направлениями на малый космический аппарат-лидер и навигационные звёзды, одна из которых находится в плоскости орбиты малого космического аппарата, а направление на вторую совпадает с бинормалью этой плоскости. При оценивании погрешностей определения параметров движения центра масс малого космического аппарата введены допущения о центральном гравитационном поле Земли, нормальном законе распределения погрешностей бортовых навигационных измерений с известными постоянными дисперсиями. Исследования выполнены на основе метода аналитического оценивания точности автономной навигации космических аппаратов. Получены аналитические выражения ковариационных матриц, позволяющие оценить предельно достижимую точность решения поставленной задачи в зависимости от высоты орбиты группировки малых космических аппаратов, смещения ведомого малого космического аппарата относительно малого космического аппарата-лидера по аргументу широты, дисперсий погрешностей измерений и количества измерений в течение навигационного режима. Представленные результаты могут найти применение при необходимости обоснования путей повышения точности автономной навигации малых космических аппаратов, совершающих групповой полёт.

Малые космические аппараты; групповой полёт; автономная навигация; бортовые навигационные измерения; случайные погрешности измерений; аналитические оценки точности навигации.

Цитирование: Голяков А.Д., Ричняк А.М. Точность автономной навигации взаимным методом при групповом полёте малых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 47-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-47-57

Введение

В связи с развитием принципиально новых функциональных возможностей космических систем и потребностью повышения их интеллектуализации с целью обеспечения высокого уровня эффективности применения и сокращения времени на принятие оперативных решений возникает необходимость создания нового типа космического объекта, который получил название кластера или в англоязычной терминологии «роя» [1–4]. Использование кластера малогабаритных космических аппаратов (МКА) позволяет получить ряд известных преимуществ [5–7]. В частности, при групповом полёте МКА повышается не только способность такой системы к выполнению целевых функций при заданных условиях и режимах применения, но и способность её к реконфигурации при возникновении различного рода возмущающих факторов.

Баллистическое построение группировки МКА может представлять собой как глобальный характер с равномерным распределением МКА в нескольких орбитальных плоскостях и в каждой из этих плоскостей, так и локальный характер, при котором группировка сохраняет свою баллистическую структуру при относительно малых межспутниковых расстояниях. При этом одному из МКА группировки отводится роль «лидера» [8; 9], которая может передаваться другому однотипному МКА. Основной функцией МКА-лидера является координация действий находящихся в группировке МКА, в том числе передача команд управления и обеспечение автономной навигационной информацией ведомых МКА.

В условиях группового полёта при сравнительно большом количестве МКА задача автономного определения параметров движения их центров масс может быть решена путём использования метода взаимной навигации, который основан на угловых и линейных измерениях параметров относительного движения МКА-лидера. При этом точность навигации ведомого МКА определяется рядом факторов, среди которых находятся и баллистические характеристики группировки.

Целью настоящей работы является исследование зависимости точности автономного определения параметров движения ведомого МКА от радиуса орбиты МКА-лидера и смещения по аргументу широты ведомого МКА относительно МКА-лидера.

Постановка задачи

Исследования точности навигации ведомого МКА по измерениям параметров его движения относительно МКА-лидера выполним с помощью аналитического метода, содержание которого изложено в работах [10–12]. Согласно этому методу точность навигации каждого МКА группировки определяется на основании анализа ковариационной матрицы навигационных погрешностей, элементы которой представляют собой аналитические выражения, характеризующие дисперсии и ковариационные моменты параметров движения центра масс МКА.

При этом будем полагать, что движение группировки происходит по околокруговой орбите в центральном поле сил. Орбита МКА-лидера является круговой с радиусом r_0 . Параметры движения ведомых МКА определяются в подвижной орбитальной системе координат $x_0y_0z_0$, начало которой совпадает с центром масс МКА-лидера, ось x_0 (радиальная ось) совмещена с продолжением радиуса-вектора МКА-лидера, ось y_0 (трансверсальная ось) лежит в плоскости орбиты МКА-лидера, ось z_0 (нормальная ось) совпадает с нормалью к плоскости (с бинормалью) орбиты МКА-лидера.

В качестве первичных навигационных параметров рассмотрим углы β «звезда – МКА-лидер», результаты измерений которых $\tilde{\beta}$ содержат случайную аддитивную погрешность ξ , распределённую по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и дисперсией σ_β^2 :

$$\tilde{\beta} = \beta + \xi, \quad \xi \in N(0, \sigma_\beta^2).$$

Можно показать, что угловой параметр β функционально связан с радиусом r_0 орбиты МКА-лидера и смещением ω по аргументу широты ведомого МКА

относительно МКА-лидера, т.е. является первичным навигационным параметром [11]. Действительно, угол β определяется из выражения

$$\beta = \arccos\left(\frac{\overline{S}^T \overline{R}}{|\overline{R}|}\right),$$

где \overline{S} – орт навигационной звезды: $\overline{S} = [\cos\delta \cos\alpha \quad \cos\delta \sin\alpha \quad \sin\delta]^T$;

α – орбитальное восхождение звезды;

δ – орбитальное склонение звезды;

\overline{R} – радиус-вектор МКА: $\overline{R} = r_0 [\cos\omega - 1 \quad \sin\omega \quad 0]^T$;

$|\overline{R}|$ – модуль радиус-вектора МКА: $|\overline{R}| = r_0 \sqrt{2(1 - \cos\omega)}$.

Представим шестимерный вектор параметров движения центра масс МКА, соответствующий начальному моменту времени t_0 :

$$Q(t_0) = [x(t_0) \quad y(t_0) \quad z(t_0) \quad \dot{x}(t_0) \quad \dot{y}(t_0) \quad \dot{z}(t_0)]^T,$$

где $x(t_0), y(t_0), z(t_0)$ – координаты МКА; $\dot{x}(t_0), \dot{y}(t_0), \dot{z}(t_0)$ – составляющие вектора скорости МКА, в виде двух векторов

$$Q(t_0) = \begin{bmatrix} Q_{\Pi}(t_0) \\ Q_{B}(t_0) \end{bmatrix}.$$

Здесь $Q_{\Pi}(t_0)$ – вектор параметров, характеризующих движение МКА в плоскости орбиты: $Q_{\Pi}(t_0) = [x(t_0) \quad y(t_0) \quad \dot{x}(t_0) \quad \dot{y}(t_0)]^T$;

$Q_{B}(t_0)$ – вектор параметров, характеризующих движение МКА относительно плоскости орбиты: $Q_{B}(t_0) = [z(t_0) \quad \dot{z}(t_0)]^T$.

Тогда на основании исследований, приведённых в работах [10–14], ковариационная матрица погрешностей навигации МКА по автономным бортовым измерениям углового положения МКА-лидера относительно двух звёзд, одна из которых находится в плоскости орбиты МКА-лидера, а вторая – на бинормали этой плоскости, зависит от продолжительности τ навигационного режима и принимает квазидиагональный вид

$$K^{\beta}(\tau) = \begin{bmatrix} K_{\Pi}^{\beta}(\tau) & 0 \\ 0 & K_{B}^{\beta}(\tau) \end{bmatrix},$$

где $K_{\Pi}^{\beta}(\tau)$ – ковариационная матрица погрешностей определения вектора $Q_{\Pi}(t_0)$;

$K_{B}^{\beta}(\tau)$ – ковариационная матрица погрешностей определения вектора $Q_{B}(t_0)$.

Найдём зависимости элементов ковариационных матриц $K_{\Pi}(\tau)$ и $K_{B}(\tau)$ от радиуса орбиты МКА-лидера и смещения по аргументу широты ведомого МКА относительно МКА-лидера. При этом будем полагать, что навигационные измерения

являются равноточными (дисперсия погрешностей результатов измерений является известной и постоянной величиной), а продолжительность навигационного режима соответствует одному витку МКА вокруг Земли.

Оценивание точности определения параметров движения МКА в плоскости его орбиты

С использованием метода аналитического оценивания точности автономной навигации запишем ковариационную матрицу погрешностей определения вектора параметров движения МКА в плоскости его орбиты по измерениям углов визирования МКА-лидера относительно навигационной звезды следующим образом:

$$K_{\Pi}^{\beta} = \frac{4r_o^2 \sigma_{\beta}^2}{3(\pi^2 - 6)(1 - \cos \omega)(5 - 3 \cos \omega)^2 N} \begin{bmatrix} K_x^{\beta}(\omega) & K_{xy}^{\beta}(\omega) & K_{xx}^{\beta}(\omega)\lambda & K_{xy}^{\beta}(\omega)\lambda \\ K_y^{\beta}(\omega) & K_y^{\beta}(\omega) & K_{yx}^{\beta}(\omega)\lambda & K_{yy}^{\beta}(\omega)\lambda \\ K_{xx}^{\beta}(\omega)\lambda & K_{yx}^{\beta}(\omega)\lambda & K_x^{\beta}(\omega)\lambda^2 & K_{xy}^{\beta}(\omega)\lambda^2 \\ K_{xy}^{\beta}(\omega)\lambda & K_{yy}^{\beta}(\omega)\lambda & K_{xy}^{\beta}(\omega)\lambda^2 & K_y^{\beta}(\omega)\lambda^2 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где N – количество измерений первичных навигационных параметров в течение навигационного режима, продолжительность которого равна одному витку МКА вокруг Земли;

$K_x^{\beta}(\omega), K_y^{\beta}(\omega), K_x^{\beta}(\omega), K_y^{\beta}(\omega)$ – коэффициенты дисперсий погрешностей оценивания элементов вектора $Q_{\Pi}(t_0)$;

$K_{xy}^{\beta}(\omega), K_{xx}^{\beta}(\omega), K_{xy}^{\beta}(\omega), K_{yy}^{\beta}(\omega), K_{yx}^{\beta}(\omega), K_{xy}^{\beta}(\omega)$ – коэффициенты ковариаций погрешностей оценивания элементов вектора $Q_{\Pi}(t_0)$;

λ – угловая орбитальная скорость движения МКА-лидера.

С целью упрощения последующих соотношений введём следующие обозначения: $c = 1 - \cos \omega$, $s = \sin \omega$. Тогда коэффициенты дисперсий погрешностей оценивания элементов вектора $Q_{\Pi}(t_0)$ определяются с помощью выражений:

$$\left. \begin{aligned} K_x^{\beta}(\omega) &= 2c \left[9c(\pi^2 + 12) + 6c(\pi^2 + 6) + 8 \right], \\ K_y^{\beta}(\omega) &= 2 \left[9c^3(10\pi^2 - 51) + 96c^2\pi^2 + 4c(6\pi^2 + 25) + 16 - 6\pi s(4 + 27c^2 + 24c) \right], \\ K_x^{\beta}(\omega) &= 2 \left[9c^3(7\pi^2 - 23) + 6c^2(13\pi^2 - 8) + 4c(6\pi^2 + 13) - 12\pi s(9c^2 + 9c + 2) + 16 \right], \\ K_y^{\beta}(\omega) &= c \left[9c^2(2\pi^2 + 13) + 4 + 12c(\pi^2 - 1) \right]. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Анализ ковариационной матрицы (1) показывает, что с ростом радиуса орбиты МКА-лидера дисперсии погрешностей определения координат σ_x и σ_y ведомого МКА увеличиваются по квадратичному закону. При этом дисперсии погрешностей определения составляющих вектора скорости $\sigma_{\dot{x}}$ и $\sigma_{\dot{y}}$ ведомого МКА зависят от модуля скорости полёта МКА-лидера и с ростом высоты его орбиты уменьшаются.

Графики зависимостей коэффициентов дисперсий погрешностей оценивания радиальной и трансверсальной координат $x(t_0)$ и $y(t_0)$, а также радиальной и трансвер-

сальной составляющих вектора скорости $\dot{x}(t_0)$ и $\dot{y}(t_0)$ от смещения МКА вдоль орбиты по аргументу широты относительно МКА-лидера приведены на рис. 1.

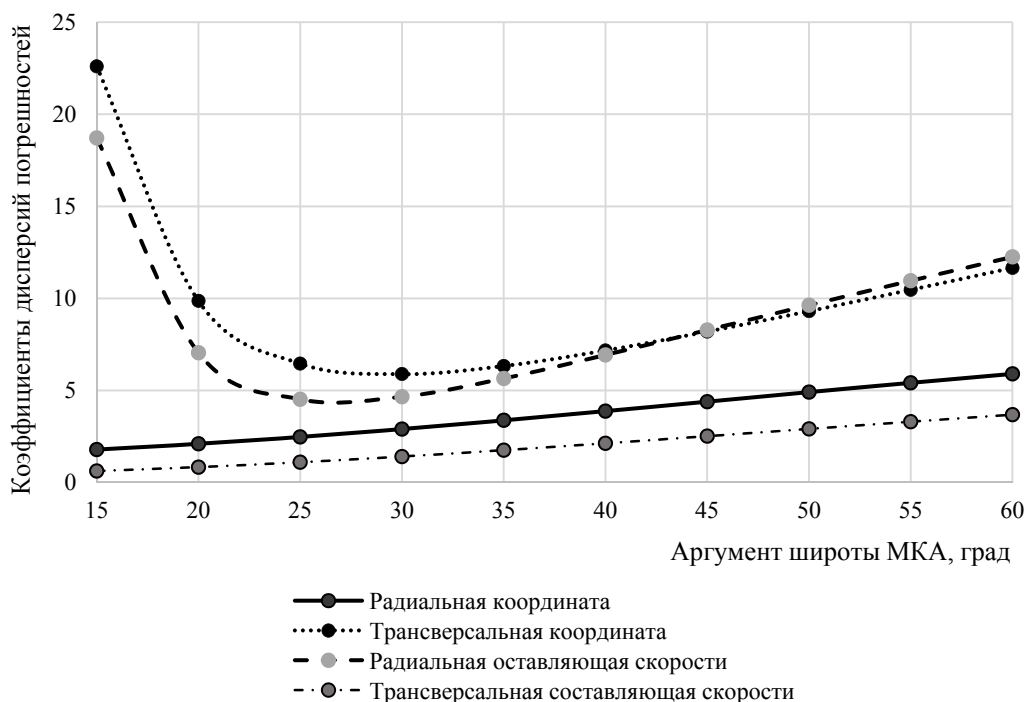


Рис. 1. Графики зависимостей коэффициентов дисперсий погрешностей оценивания параметров, характеризующих положение и скорость МКА в плоскости орбиты, от аргумента широты

Как следует из графиков, приведённых на рис. 1, коэффициенты дисперсий погрешностей оценок радиальной координаты $x(t_0)$ и трансверсальной составляющей вектора скорости $\dot{y}(t_0)$ увеличиваются с ростом аргумента широты МКА. При этом коэффициенты дисперсий погрешностей оценок трансверсальной координаты $y(t_0)$ и радиальной составляющей вектора скорости $\dot{x}(t_0)$ имеют минимальные значения, которые они достигают при аргументах широты $\omega \approx (28 \div 30)^\circ$.

При аргументе широты $\omega < 20^\circ$ происходит резкий рост погрешностей оценивания трансверсальной координаты и радиальной составляющей вектора скорости МКА. Это обусловлено потерей наблюдаемости вектора $Q_{\Pi}(t_0) = [x(t_0) \ y(t_0) \ \dot{x}(t_0) \ \dot{y}(t_0)]^T$ по измерениям углов визирования МКА-лидера относительно поля навигационных звёзд при достаточно малых расстояниях между МКА [11].

С помощью выражений (1) и (2) найдём формулы для расчёта среднеквадратических погрешностей, которые возникают при оценивании элементов вектора $Q_{\Pi}(t_0)$, в зависимости от смещения МКА вдоль орбиты по аргументу широты относительно МКА-лидера:

$$\sigma_x = \frac{2r_0\sigma_\beta}{5-3\cos\omega} \sqrt{\frac{2c[9c^2(\pi^2+12)+6c(\pi^2+6)+8]}{3(\pi^2-6)(1-\cos\omega)N}},$$

$$\sigma_y = \frac{2r_0\sigma_\beta}{5-3\cos\omega} \sqrt{\frac{2[9c^3(10\pi^2-51)+96c^2\pi^2+4c(6\pi^2+25)+16-6\pi s(4+27c^2+24c)]}{3(\pi^2-6)(1-\cos\omega)N}},$$

$$\sigma_{\dot{x}} = \frac{2v_0\sigma_\beta}{5-3\cos\omega} \sqrt{\frac{2[9c^3(7\pi^2-23)+6c^2(13\pi^2-8)+4c(6\pi^2+13)-12\pi s(9c^2+9c+2)+16]}{3(\pi^2-6)(1-\cos\omega)N}},$$

$$\sigma_{\dot{y}} = \frac{2v_0\sigma_\beta}{5-3\cos\omega} \sqrt{\frac{c[9c^2(2\pi^2+13)+4+12c(\pi^2-1)]}{3(\pi^2-6)(1-\cos\omega)N}}.$$

На основании полученных соотношений можно, например, показать, что среднеквадратические отклонения погрешностей оценок вектора $Q_\Pi(t_0)$ при смещении МКА вдоль орбиты по аргументу широты относительно МКА-лидера на углы $\omega_1 = \frac{\pi}{3}$ и $\omega_2 = \frac{\pi}{6}$ рассчитываются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x(\omega_1) &= \frac{2,4r_0\sigma_\beta}{\sqrt{N}}; \sigma_y(\omega_1) = \frac{3,4r_0\sigma_\beta}{\sqrt{N}}; \sigma_{\dot{x}}(\omega_1) = \frac{3,5v_0\sigma_\beta}{\sqrt{N}}; \sigma_{\dot{y}}(\omega_1) = \frac{1,9v_0\sigma_\beta}{\sqrt{N}} \\ \sigma_x(\omega_2) &= \frac{1,7r_0\sigma_\beta}{\sqrt{N}}; \sigma_y(\omega_2) = \frac{2,4r_0\sigma_\beta}{\sqrt{N}}; \sigma_{\dot{x}}(\omega_2) = \frac{2,1v_0\sigma_\beta}{\sqrt{N}}; \sigma_{\dot{y}}(\omega_2) = \frac{1,2v_0\sigma_\beta}{\sqrt{N}} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где v_0 – скорость полёта МКА-лидера: $v_0 = \lambda r_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$; μ – гравитационный параметр

Земли ($\mu = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3 \text{ с}^{-2}$).

Из соотношений (3) следует, что оценивание радиальной координаты и трансверсальной составляющей скорости по измерениям углового положения МКА-лидера относительно навигационных звёзд выполняется с наименьшими среднеквадратическими погрешностями.

Оценивание точности определения параметров движения МКА относительно плоскости его орбиты

Параметры движения МКА относительно плоскости его орбиты в некоторый начальный момент времени t_0 характеризуются двумерным вектором вида

$$Q_B(t_0) = [z(t_0) \quad \dot{z}(t_0)]^T.$$

Ковариационная матрица погрешностей определения вектора $Q_B(t_0)$ по измерениям углов визирования МКА-лидера относительно навигационной звезды, орт которой совпадает с бинормалью орбиты, имеет вид

$$K_B^\beta = \frac{4(1 - \cos \omega) \sigma_\beta^2}{N} \begin{bmatrix} r_o^2 & 0 \\ 0 & v_o^2 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Анализ ковариационной матрицы (4) показывает отсутствие ковариационной связи между погрешностями оценок нормальной координаты $z(t_0)$ и нормальной составляющей вектора скорости МКА $\dot{z}(t_0)$. При этом коэффициенты дисперсий оценок $z(t_0)$ и $\dot{z}(t_0)$ параметров движения МКА по нормальной оси совпадают и рассчитываются по формуле

$$K_z^\beta(\omega) = K_{\dot{z}}^\beta(\omega) = 4(1 - \cos \omega).$$

Среднеквадратические отклонения оценок нормальной координаты $z(t_0)$ и нормальной составляющей вектора скорости МКА $\dot{z}(t_0)$ определяются с помощью соотношений:

$$\sigma_z(\omega) = \frac{2\sqrt{1 - \cos \omega} r_o \sigma_\beta}{\sqrt{N}}, \quad \sigma_{\dot{z}}(\omega) = \frac{2\sqrt{1 - \cos \omega} v_o \sigma_\beta}{\sqrt{N}}.$$

Из полученных выражений следует, что среднеквадратические отклонения оценок нормальной координаты $z(t_0)$ и нормальной составляющей вектора скорости $\dot{z}(t_0)$ МКА имеют пропорциональную зависимость от радиуса орбиты и линейной скорости движения МКА-лидера.

Можно показать, что функция вида $f(\omega) = \sqrt{1 - \cos \omega}$ при изменении своего аргумента в пределах от 0 до 90° достаточно близка к линейному виду. Поэтому среднеквадратические отклонения оценок нормальной координаты $z(t_0)$ и нормальной составляющей вектора скорости $\dot{z}(t_0)$ МКА увеличиваются по линейному закону с ростом смещения МКА вдоль орбиты по аргументу широты относительно МКА-лидера при выполнении условия $\omega = 0, 90^\circ$.

Предположим, что центр масс МКА смещён относительно МКА-лидера вдоль орбиты по аргументу широты на углы $\omega_1 = \frac{\pi}{3}$ и $\omega_2 = \frac{\pi}{6}$. Тогда среднеквадратические отклонения погрешностей оценок вектора $Q_B(t_0)$ рассчитываются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_z(\omega_1) &= \frac{1,4 r_o \sigma_\beta}{\sqrt{N}}; \quad \sigma_{\dot{z}}(\omega_1) = \frac{1,4 v_o \sigma_\beta}{\sqrt{N}} \\ \sigma_z(\omega_2) &= \frac{0,7 r_o \sigma_\beta}{\sqrt{N}}; \quad \sigma_{\dot{z}}(\omega_2) = \frac{0,7 v_o \sigma_\beta}{\sqrt{N}} \end{aligned} \right\}. \quad (5)$$

Анализ соотношений (3) и (5) показывает, что оценивание векторов, характеризующих движение МКА по бинормали орбиты, по бортовым измерениям углового положения МКА-лидера относительно навигационных звёзд выполняется с меньшими среднеквадратическими отклонениями погрешностей по сравнению с оцениванием векторов, характеризующих движение МКА в плоскости орбиты.

Например, если положить, что $r_o = 1000$ км, $\sigma_\beta = 10$ угл.с и $N = 100$, то с помощью выражений (3) и (5) получаем:

$$\text{при } \omega_1 = \frac{\pi}{3}: \sigma_x(\omega_1) = 120 \text{ м}; \sigma_y(\omega_1) = 170 \text{ м}; \sigma_z(\omega_1) = 70 \text{ м};$$

$$\sigma_{\dot{x}}(\omega_1) = 11,0 \text{ м/с}; \sigma_{\dot{y}}(\omega_1) = 6,0 \text{ м/с}; \sigma_{\dot{z}}(\omega_1) = 4,4 \text{ м/с};$$

$$\text{при } \omega_2 = \frac{\pi}{6}: \sigma_x(\omega_2) = 85 \text{ м}; \sigma_y(\omega_2) = 120 \text{ м}; \sigma_z(\omega_2) = 35 \text{ м};$$

$$\sigma_{\dot{x}}(\omega_2) = 6,6 \text{ м/с}; \sigma_{\dot{y}}(\omega_2) = 3,8 \text{ м/с}; \sigma_{\dot{z}}(\omega_2) = 2,2 \text{ м/с}.$$

Следовательно, при выбранных значениях радиуса орбиты МКА-лидера, среднеквадратических погрешностей бортового астрономического средства измерений углов, смещениях аргумента широты МКА относительно МКА-лидера на углы 60 и 30° предельные среднеквадратические отклонения погрешностей навигации по координатам составляют от 35 до 170 м, а по составляющим вектора скорости – от $2,2$ до $11,0$ м/с.

Заключение

Представлены результаты исследования точности оценивания погрешностей определения параметров движения центра масс ведомого МКА, совершающего групповой полёт совместно с МКА, выполняющим функции лидера. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами МКА, выбраны углы между направлениями на МКА-лидер и навигационные звёзды, одна из которых находится в плоскости орбиты МКА, а направление на вторую совпадает с бинормалью этой плоскости.

Получены аналитические выражения ковариационных матриц, позволяющие оценить предельно достижимую точность решения поставленной задачи в зависимости от высоты орбиты группировки МКА, смещения ведомого МКА относительно МКА-лидера по аргументу широты, дисперсий погрешностей измерений и количества измерений в течение навигационного режима.

Анализ полученных аналитических выражений показал, что с ростом радиуса орбиты группировки МКА среднеквадратические погрешности определения координат МКА увеличиваются по линейному закону. При этом среднеквадратические погрешности определения составляющих вектора скорости МКА зависят от модуля скорости полёта МКА-лидера и с ростом высоты его орбиты уменьшаются.

Погрешности оценок радиальной координаты и трансверсальной составляющей вектора скорости МКА увеличиваются с ростом смещения по аргументу широты относительно МКА-лидера. При этом погрешности оценок трансверсальной координаты и радиальной составляющей вектора скорости МКА имеют минимальные значения, которые они достигают при аргументах широты $\omega \approx 28 \div 30^\circ$.

Представленные результаты могут найти применение при необходимости обоснования путей повышения точности автономной навигации МКА, совершающих групповой полёт.

Библиографический список

1. Скобелев П.О., Соллогуб А.В., Иващенко А.В., Симонова Е.В., Степанов М.Е., Царев А.В. Решение задач дистанционного зондирования Земли с применением мультиагентных технологий // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. 2010. № 3 (28). С. 47-54.
2. Соллогуб А.В., Скобелев П.О., Симонова Е.В., Царев А.В., Степанов М.Е. Модели для решения сетевых задач планирования и управления групповыми операциями кластера малоразмерных космических аппаратов при решении задач дистанционного зондирования Земли // Информационно-управляющие системы. 2012. № 1 (56). С. 33-38.
3. Абросимов В.К. Групповое движение интеллектуальных летательных аппаратов в антагонистической среде. М.: Наука, 2013. 168 с.
4. Соллогуб А.В., Скобелев П.О., Симонова Е.В., Царев А.В., Степанов М.Е., Жилиев А.А. Интеллектуальная система распределённого управления групповыми операциями кластера малоразмерных космических аппаратов в задачах дистанционного зондирования Земли // Информационно-управляющие системы. 2013. № 1 (62). С. 16-26.
5. Скобелев П.О., Симонова Е.В., Степанов М.Е., Жилиев А.А. Применение онтологии в интеллектуальной системе распределённого управления группировкой малоразмерных космических аппаратов // Известия Самарского научного центра РАН. 2015. Т. 17, № 2-5. С. 1119-1130.
6. Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, № 4. С. 45-46. DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.4.45
7. Городецкий В.И., Карсаев О.В. Самоорганизация группового поведения кластера малых спутников распределённой системы наблюдения // Известия ЮФУ. Технические науки. 2017. № 2 (187). С. 234-247. DOI: 10.18522/2311-3103-2017-1-234247
8. Палкин М.В. Баллистико-навигационное обеспечение группового полёта космических аппаратов // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2015. № 6 (105). С. 22-32.
9. Палкин М.В. Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полёта // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 8. С. 100-115. DOI: 10.7463/0815.0789727
10. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.
11. 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.
12. Голяков А.Д., Ананенко В.М. Системы навигации космических аппаратов. СПб.: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 2017. 269 с.
13. Голяков А.Д. Введение в теорию взаимной навигации искусственных спутников Земли. СПб.: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 1992. 142 с.
14. Голяков А.Д. Аналитическая оценка потенциальной точности автономной астронавигации космического аппарата по орбитальным ориентирам // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 52-57.

ACCURACY OF AUTONOMOUS NAVIGATION BY THE MUTUAL METHOD IN THE CASE OF A GROUP FLIGHT OF SPACE VEHICLES

© 2018

A. D. Golyakov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Autonomous Control Systems; Mozhaisky Military Space Academy, 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; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; arichnyak@mail.ru

The article presents the results of an investigation of the accuracy of estimating errors in the determination of the motion parameters of the center of mass of a small spacecraft performing a group flight together with other small spacecraft, among which there is a small spacecraft that acts as the leader of the group. The angles between the directions to the small spacecraft-leader, and navigational stars, one of which is in the plane of the orbit of the small spacecraft, and the direction to the second one coincides with the binormal of this plane are chosen as the primary navigation parameters measured by the onboard facilities of the small spacecraft. When estimating the errors in determining the parameters of the motion of the center of mass of a small spacecraft, assumptions are made about the central gravitational field of the Earth, the normal law of error distribution of on-board navigation measurements with known constant variances. The research was carried out on the basis of the method of analytical estimation of the accuracy of autonomous navigation of space vehicles. As a result of the studies, analytical expressions of covariance matrices are obtained that allow one to estimate the maximum achievable accuracy of the solution of the problem posed, depending on the altitude of the orbit of a group of small space vehicles, the displacement of the slave small spacecraft relative to the small spacecraft-leader by the latitude argument, the variances of measurement errors and the number of measurements during a navigation mode. The presented results can find application when it is necessary to substantiate ways of improving the accuracy of autonomous navigation of small spacecraft performing group flights.

Small spacecraft; group flight; autonomous navigation; onboard navigation measurements; random measurement errors; analytical evaluation of precision navigation.

Citation: Golyakov A.D., Richnyak A.M. Accuracy of autonomous navigation by the mutual method in the case of a group flight of space vehicles. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 47-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-47-57

References

1. Skobelev P.O., Sollogub A.V., Ivashenko A.V., Simonova E.V., Stepanov M.E., Tsarev A.V. Remote sensing solutions using multi-agent technology. *Vestnik of Samara State Technical University. Technical Sciences Series*. 2010. No. 3 (28). P. 47-54. (In Russ.)
2. Sollogub A.V., Skobelev P.O., Simonova E.V., Tsarev A.V., Stepanov M.E. Simulation models for network-centric problems of scheduling and group operational control of a cluster of small space ships and mini-satellites. *Information and Control Systems*. 2012. No. 1. P. 33-38. (In Russ.)
3. Abrosimov V.K. *Gruppovoye dvizheniye intellektual'nykh letatel'nykh apparatov v antagonisticheskoy srede* [Group motion of intellectual flying vehicles in antagonistic environment]. Moscow: Nauka Publ., 2013. 168 p.
4. Sollogub A.V., Skobelev P.O., Simonova E.V., Tsarev A.V., Stepanov M.E., Jilyaev A.A. Intelligent system for distributed problem solving in cluster of small satellites for Earth remote sensing. *Information and Control Systems*. 2013. No. 1 (62). P. 16-26. (In Russ.)

5. Skobelev P.O., Simonova E.V., Stepanov M.E., Zhilyaev A.A. Application of ontology in intelligent system for distributed management of small spacecraft group. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2015. V. 17, no. 2-5. P. 1119-1130. (In Russ.)
6. Potyupkin A.Yu., Danilin N.S., Selivanov A.S. Small Satellites Clusters – a New Type of Space Objects. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2017. V. 4, no. 4. P. 45-46. DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.4.45. (In Russ.)
7. Gorodetsky V.I., Karsaev O.V. Distributed surveillance system based on self-organized collective behavior of small satellite cluster. *Izvestiya SFedU. Engineering sciences*. 2017. No. 2 (187). P. 234-247. DOI: 10.18522/2311-3103-2017-1-234247. (In Russ.)
8. Palkin M.V. Ballistic and navigation issues for satellite formation flying design. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2015. No. 6 (105). P. 22-32. (In Russ.)
9. Palkin M.V. Formation flying concept issues. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 8. P. 100-115. DOI: 10.7463/0815.0789727. (In Russ.)
10. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskiye otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* [Analytical estimates of the accuracy of autonomous methods of orbit determination]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 280 p.
11. 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.
12. Golyakov A.D., Ananenko V.M. *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft navigation systems]. SPb.: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2017. 269 p.
13. Golyakov A.D. *Vvedeniye v teoriyu vzaimnoy navigatsii iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of mutual navigation of artificial Earth satellites]. SPb.: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 1992. 142 p.
14. Golyakov A.D. Analytical estimation of potential accuracy of autonomous navigation of a space vehicle according to orbital reference points. *Journal of Instrument Engineering*. 2003. V. 46, no. 4. P. 52-57. (In Russ.)

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЛОКАЛЬНЫМ ПОВЕРХНОСТНЫМ ЛЕГИРОВАНИЕМ

© 2018

Л. В. Денисов старший преподаватель кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
gx700fl@mail.ru

А. Г. Бойцов доктор технических наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
agboytsov@mail.ru

М. В. Силуянова доктор технических наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
dc2mati@yandex.ru

Рассматриваются вопросы поверхностного упрочнения зеркала гидроцилиндров авиационной техники из титановых сплавов методом электроискрового легирования разрядами малой энергии. Для обеспечения функциональных свойств поверхностного слоя зеркала применялись легирующие электроды из графита. Образующийся карбооксидный слой представляет собой мелкодисперсную структуру сложного состава (карбиды, оксиды титана, включения графита) толщиной 3...10 мкм с высокими твердостью и антифрикционными свойствами. Легирование графитовыми электродами практически не изменяет размеры деталей. Последующее выглаживание упрочненных поверхностей снижает величину коэффициента трения, шероховатость поверхности. Залечивание микротрещин и других дефектов повышает усталостную прочность изделия. Разработанная технология позволяет обеспечить комплекс свойств, предъявляемых к рабочим поверхностям гидроцилиндров и увеличить их ресурс.

Гидроцилиндр; титановый сплав; упрочнение; электроискровое легирование; карбооксидирование; алмазное выглаживание.

Цитирование: Денисов Л.В., Бойцов А.Г., Силуянова М.В. Обеспечение эксплуатационных свойств деталей и узлов газотурбинного двигателя локальным поверхностным легированием // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 58-67. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-58-67

Введение

Ответственные узлы и детали двигателя в процессе эксплуатации испытывают высокие нагрузки силового и температурного характера, которые, в совокупности с переменными и сложными условиями работы, становятся факторами разрушающего воздействия.

Одной из групп таких узлов являются гидроцилиндры, изготавливаемые для снижения массы из титановых сплавов. Они обеспечивают несколько функций, в частности, управление положением и сечением реактивного сопла, статорными поворотными лопатками. При эксплуатации на шток гидроцилиндра воздействуют осевые и радиальные силы, а также вибрационные нагрузки, вызывающие фреттинг-износ. Это приводит к износу и разрушению поверхности зеркала цилиндра при эксплуатации (наиболее интенсивно в крайних рабочих положениях штока), что вызывает нарушение герметичности. Сложная шарнирно-телескопическая связь гидроцилиндров и их штоков через тра-

версы и рычажные механизмы с подвижными частями реактивного сопла (внешними створками, проставками, надстворками) приводит к изгибающим моментам в системе гильза – шток. Имеется опасность смятия резиновых и фторопластовых уплотнений и прямого контакта поверхностей зеркала цилиндра и штока. Разрушается антифрикционное покрытие, узел разгерметизируется, а затем заклинивает. Продукты износа могут попадать в гидросистему, приводить к интенсификации износа топливорегулирующей аппаратуры и засорению фильтрующих элементов топливного насоса. Скорость перемещения поршня в гидроцилиндре может достигать 0,6 м/с, при этом количество переключений (рабочих ходов поршня) за ресурс может достигать 20 000. Уплотнения обеспечивают надёжную работу узла в течение 1200 часов, после чего необходима замена и ремонт в заводских условиях. Ресурс работы узла должен быть доведён до межремонтного ресурса двигателя. Одним из эффективных технологических мероприятий в области повышения надёжности и ресурса гидроцилиндров является упрочнение рабочих поверхностей деталей.

Известно, что титановые сплавы обладают низкими антифрикционными свойствами, что объясняется несколькими причинами: высокой химической активностью титана; тонкой естественной окисной плёнкой, которая при трении в процессе эксплуатации легко разрушается, приводя к схватыванию контактирующих поверхностей; низкой прочностью граничного слоя смазки; низкой теплопроводностью.

По базовой технологии финишными операциями обработки зеркала цилиндров являются доводка и виброгалтовка стальными шариками в среде дисульфида молибдена. Шероховатость поверхности не должна превышать значения $Ra = 0,2$ мкм. Такая обработка не всегда обеспечивает необходимый ресурс фторопластовых уплотнений на штоке.

Использование различных методов нанесения на зеркало цилиндра износостойких покрытий не даёт положительного эффекта. Гальванические и газотермические покрытия не обеспечивают необходимой прочности сцепления с подложкой, а ионно-плазменные покрытия и химико-термическая обработка вследствие высоких температур процессов вызывают коробление цилиндров [1]. Кроме того, согласно техническим требованиям упрочнению подлежит только зеркало цилиндра. Многие технологии нанесения покрытий требуют последующей дополнительной механической обработки для получения необходимых геометрических параметров поверхностного слоя. В ряде случаев используются гидроцилиндры с покрытием химическим никелем. Плохая адгезия таких покрытий к основному материалу приводит к отслоению покрытия в процессе шлифования и при эксплуатации. Кроме того, процесс отделки рабочих поверхностей является нетехнологичным, поскольку включает двойное шлифование (до и после нанесения никеля) и ручную доводку.

Для повышения износостойкости гидроцилиндров предлагается применить электроискровое легирование (ЭИЛ) графитовыми электродами (карбооксидирование) с последующим алмазным выглаживанием полученного покрытия.

Электроискровое легирование

Особенностями условий ЭИЛ, использованных в настоящей работе, является низкая энергия разрядов, воздействующих на поверхность с высокой частотой, что позволяет формировать качественные покрытия толщиной в несколько микрометров с обеспечением низкой шероховатости.

Состав и свойства получаемых покрытий зависят от материала легирующего электрода, технологических параметров, взаимодействия с внешней средой.

ЭИЛ представляет собой сложный процесс плавления и испарения материалов подложки и легирующего электрода, их перемешивания и осаждения на упрочняемую поверхность. Вследствие скоротечности процессов и быстрой кристаллизации сплава формируется сложная закалённая из жидкого состояния структура с высокой прочностью сцепления с подложкой.

При организации процесса ЭИЛ учитываются металлургические аспекты формирования сплава материалов подложки и легирующего электрода, синтез упрочняющих фаз (керамик, интерметаллидных соединений и др.), динамика кристаллизации, состав межэлектродной среды, протекание плазмохимических реакций.

Для обеспечения требуемых функциональных свойств покрытий при легировании используют различные материалы легирующих электродов:

– твёрдосплавные материалы на основе карбидных групп: вольфрамовой, титано-вольфрамовой, титано-тантало-вольфрамовой (ВКЗ, ВК6-М, ВК20, Т15К6, Т30К4, ТТ20К9, ТТ10К8Б и др.);

– керметы и их составляющие. Композициями металлов и сплавов с одной или несколькими керамическими фазами являются структуры типа TiN-Ti, WC-Co, TiB₂-Ti, TiC-Ni, Al₂O₃-Ni и др. В керметы могут входить добавки веществ и металлов, обеспечивающие стабилизацию электроискрового процесса, оказывающие флюсующее воздействие;

– различные металлы и сплавы на их основе;

– графит, кремний, германий и другие полупроводниковые материалы.

Твёрдость и износостойкость легированного слоя зависит от содержания в нём упрочняющих фаз, в частности, карбидных и нитридных. Отсюда эффективность легирования материалами, содержащими углерод, и материалами, которые являются карбидо- или нитридообразующими. Наиболее широко используется ЭИЛ твёрдыми сплавами (ВК6-М, Т15К6) и металлокерамиками (TiC, WC, TiB).

Применение разнообразных материалов электродов, протекание процессов формирования упрочнённого слоя при высоких температурах, скоростях нагрева и охлаждения, создающих условия для синтеза высокопрочных соединений и закалывания, открывают широкие возможности в управлении составом и свойствами упрочняемого слоя.

Одним из существенных факторов, ограничивающих область применения электроискровых процессов, является образование в поверхностном слое растягивающих остаточных напряжений, микротрещин и других дефектов. Наиболее эффективным способом борьбы с ними является алмазное выглаживание.

После выглаживания остаточные напряжения в поверхностном слое меняют знак, т.е. появляются напряжения сжатия, причём их уровень практически не зависит от материала легирующего электрода. Выглаживание обработанных ЭИЛ поверхностей значительно снижает величину коэффициента трения. Кроме того, снижается изнашивающая способность, уменьшается длительность приработки и величина износа приработки благодаря уменьшению шероховатости и сглаживанию острых выступов на поверхности покрытия. Снижение шероховатости поверхности и залечивание микротрещин и других дефектов позволяет повысить усталостную прочность изделий, подвергаемых ЭИЛ.

В работе в качестве материалов легирующих электродов использовались пористый графит, пирографит и углеродное волокно.

Выбор графита в качестве электродного материала обоснован рядом его достоинств:

– при взаимодействии с титаном он образует карбиды, обладающие высокой износостойкостью;

- включения графита повышают антифрикционные свойства, поскольку графит в свободном состоянии является твёрдосмазочным материалом;
- не требуется инертная или восстановительная среда, легирование может происходить на открытом воздухе;
- при легировании графитовыми электродами размеры деталей практически не изменяются, что является важным преимуществом.

Обработка методом ЭИЛ обладает рядом преимуществ по сравнению с другими технологиями. Локальность нанесения покрытия, возможность «сканирующего» перемещения инструмента по обрабатываемой поверхности максимально упрощают подготовительные операции. В результате воздействия электрических разрядов, протекающих между поверхностью и дисковым графитовым электродом, на поверхности образуется слой, представляющий собой перемешанный быстрозакалённый материал, содержащий карбиды и оксиды титана, а также графитовые включения, образующиеся в результате воздействия импульсных электрических разрядов малой энергии на обрабатываемую поверхность [2; 3]. Процесс ЭИЛ титановых сплавов графитовым электродом будем называть карбооксидированием.

Карбооксидирование выполнялось на установке ELFA731 с числовым программным управлением по программе, обеспечивающей равномерное упрочнение зеркала цилиндра.

Для эффективного осуществления необходима соответствующая организация процесса: выбор материала графитового электрода, периодическое повторение электрических разрядов и поддержание условий, обеспечивающих их протекание, относительное перемещение электрода и упрочняемого изделия. Формирование слоя происходит в условиях высокоскоростного плавления и охлаждения, деформирования его термическими напряжениями и газодинамическими давлениями от электрического разряда. В результате образуется мелкодисперсная структура сложного состава толщиной (3...10 мкм) с высокими твёрдостью и антифрикционными свойствами в широком диапазоне режимов и условий обработки. Во время карбооксидирования происходит упрочнение и насыщение поверхности титановых сплавов элементами из окружающей среды, а также легирование углеродом.

Экспериментальной отработкой процесса карбооксидирования удалось получить качественные и сплошные покрытия с низкой шероховатостью, устранить такие дефекты как прижоги, бугры, царапины электродом легируемой поверхности. Установлено, что карбооксидирование, выполненное на мягких режимах, короткими импульсами малой энергии обеспечивает получение равномерных и сплошных покрытий [4]. При длительных импульсах процесс идёт более интенсивно с формированием более грубой поверхности, что в итоге может приводить к образованию трещин термического характера, высокой шероховатости, высоким растягивающим остаточным напряжениям и формированию гетерогенной структуры поверхности.

Карбооксидирование графитовыми электродами на режимах обработки со сравнительно высокой энергией формировало структуру слоя с пористым строением. При малых энергиях импульсов формируется мелкодисперсное сплошное покрытие даже на поверхностях со сравнительно высокой исходной шероховатостью.

Конструктивной особенностью обрабатываемой геометрии зеркала (рис. 1) являлись перепускные отверстия для рабочего тела гидроцилиндров. Преимущество технологии ЭИЛ – сканирование инструментом обрабатываемой поверхности (I) – позволило сформировать покрытие по контуру препятствия (II) без необходимости усложнения управляющей программы или создания сложной оснастки (для экранирования внутренних поверхностей отверстия) (рис. 1, в).

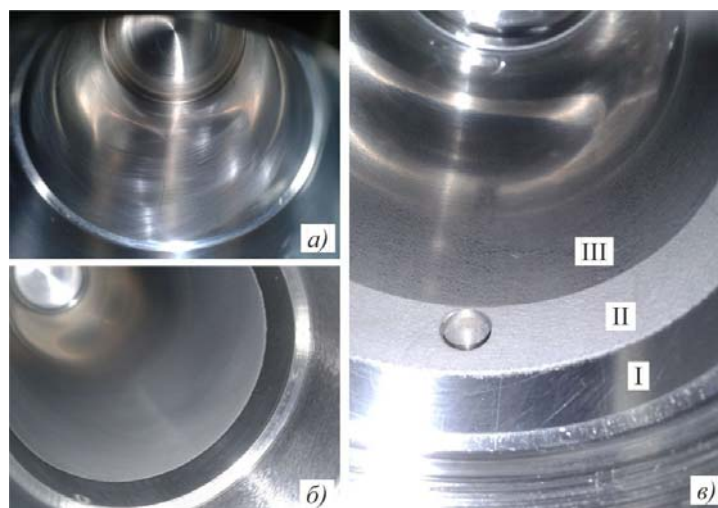


Рис. 1. Поверхность цилиндра:
а – исходная; б – после карбооксидирования; в – исходная поверхность (I)
после карбооксидирования (II) и алмазного выглаживания (III)

Упрочнённую поверхность представляют в виде различных зон, в которых материал непосредственно или косвенно подвергся воздействию импульсных разрядов. В большинстве случаев последовательность образования зон, их количество, структура и свойства зависят от рассмотренных выше условий обработки. Как правило, чёткой разницы между зонами не наблюдается, в большинстве случаев они перекрывают друг друга.

Первая зона характеризуется непосредственно осаждённым в паровой и жидкой фазах материалом электрода, расплавленным и перемешанным с материалом подложки. Оплавленный слой может содержать отдельные элементы внешней среды, диффундирующие в материал и приводящие к образованию новых структур и химических соединений.

Вторая зона представляет собой так называемый «белый слой» – материал, подвергшийся при высоких скоростях нагреву из жидкой фазы и последующей кристаллизации и, как следствие, деформированию под воздействием термических напряжений. Белый слой резко отличается по виду от остальной части поверхностного слоя, однако после термообработки резкая граница между ним и остальной частью поверхностного слоя исчезает, образуется переходная зона. В белом слое легко образуются сплавы компонентов обоих электродов, а также карбиды, окислы и другие элементы внешней среды. На толщину белого слоя влияет длительность и энергия импульса процесса обработки. Белый слой обладает высокой твёрдостью, износостойкостью, высокой химической стойкостью.

Третья зона термического влияния обусловлена формированием соответствующих фазовых и структурных составляющих при нагреве и охлаждении приповерхностных объёмов материала.

Четвёртая зона пластической деформации подвергается воздействию волны напряжений от термодинамического и газодинамического воздействия, от электростатических и электромагнитных сил, а также структурных изменений и других факторов. Под их воздействием происходит пластическая деформация материала, выходящая за пределы зоны термического влияния. Зона пластической деформации характеризуется измельчением зёрен, образованием больших дислокаций, а также изменением параметров решётки [5].

Пятая зона представляет собой не подвергшийся воздействию материал подложки.

Структуру и фазовый состав получаемых карбоксидных покрытий исследовали на характер образующихся в них соединений. Образцы легировались по режимам, представленным в табл. 1.

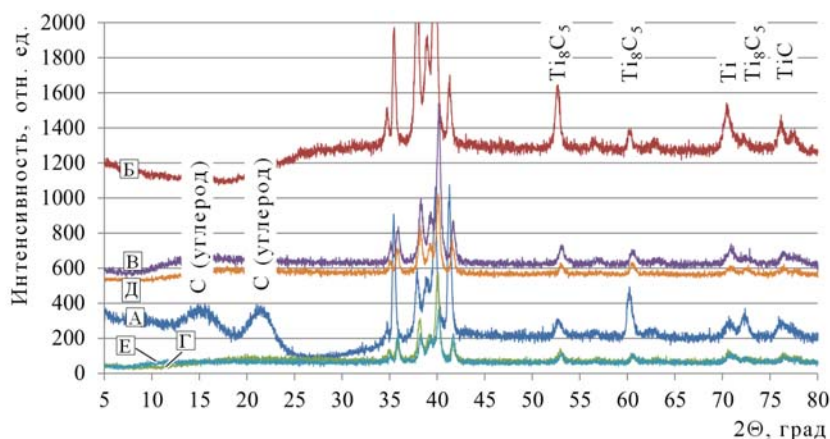
Таблица 1. Режимы карбоксидирования

Образец	А	Б	В	Г	Д	Е
Ток короткого замыкания I_k , А	11,2	11,2	6,4	6,4	8,0	8,0
Скважность q	10,0	10,0	10,0	10,0	10,0	10,0
Длительность импульса t_u , мкс	3,0	3,0	3,0	3,0	5,0	5,0
Скорость движения электрода по детали $V_э$, мм/мин	40,0	40,0	40,0	40,0	40,0	40,0
Скорость вращения электрода относительно детали	4000,0	4000,0	4000,0	4000,0	4000,0	800,0
Время легирования единицы поверхности t_e , мин/мм ²	0,078	0,039	0,078	0,039	0,039	0,039

Применялся порошковый рентгеновский дифрактометр Bruker D8 Advance. Дифрактометр позволяет установить зависимость интенсивности излучения рентгеновских лучей, рассеянных покрытиями и плёнками, суспензиями, порошкообразными образцами, стёклами, произвольно ориентированными кристаллами и монокристаллами и т.д., от угла дифракции в диапазонах температур от -180 до $+1600^\circ\text{C}$. На дифрактометре можно проводить как количественный, так и качественный рентгеноструктурные анализы. При проведении качественного анализа применяются специализированные базы данных порошковых рентгенограмм PDF органических и неорганических соединений. Для проведения количественного рентгеноструктурного анализа могут применяться программные комплексы FULLPROF, TOPAS с применением метода Ритвельда для уточнения структуры.

Рентгенограммы покрытий представлены на рис. 2, 3.

В исследуемых покрытиях обнаруживаются: структура упорядоченной фазы Ti_8C_5 , принадлежащей к тригональной симметрии (пр.гр. $R\bar{3}m$); TiC , а также структура $\text{Ti}_6\text{C}_{3,75}$ (рис. 2, 3).

Рис. 2. Рентгенограмма углеродосодержащих покрытий в диапазоне угла сканирования от 5 до 80°

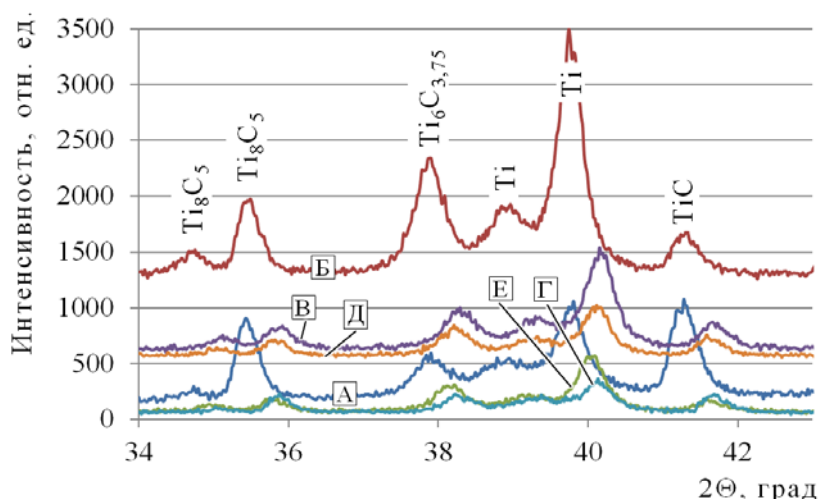


Рис. 3. Рентгенограмма углеродосодержащих покрытий в диапазоне угла сканирования от 34 до 45°

При проведении исследований были установлены следующие режимы дифрактометра: рабочий режим – 40 кВ, 40 мА, Си излучение, никелевый фильтр. Диапазон измерений угла сканирования от 5 до 80°. Шаг по углу сканирования составлял 0,01°. Качественный фазовый анализ образцов проведён с использованием базы данных рентгенографических порошковых стандартов JCPDS ICDD PDF-2.

На микроскоп-спектрометре Renishaw U 1000 были получены спектры комбинационного рассеяния света в интервале 4000–50 см⁻¹ с исследуемых покрытий (рис. 4). Микроскоп оборудован монохроматором SPEX. В качестве возбуждающего источника света использовали аргоновый лазер с длиной волны 514,5 нм.

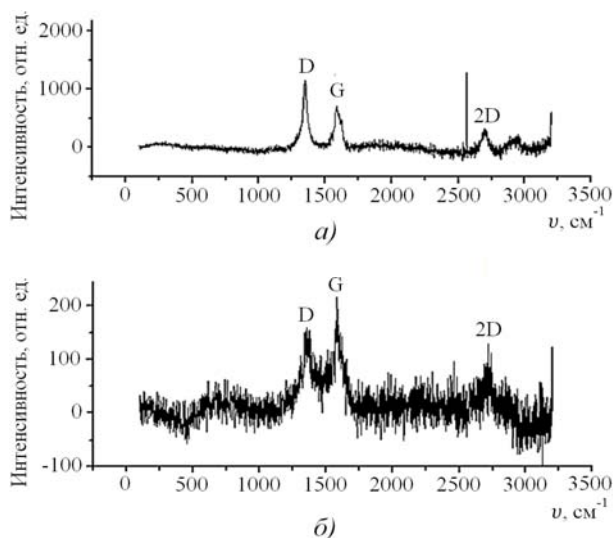


Рис. 4. Спектры частот ν комбинационного рассеяния углеродосодержащих покрытий:

$$a - I_D/I_G = 1,57 ; б - I_D/I_G = 0,71 ; G, 2D, D - \text{спектральные линии}$$

В исследуемых покрытиях локально обнаружены участки с высокой степенью кластеризации графитовых слоёв: D – спектральная линия sp^3 углерод (рис. 4, *a*), а также G – спектральная линия sp^2 углерод (рис. 4, *б*). В покрытиях обнаружено разрушение связей атомов углерода, присоединение атомов водорода и кислорода к атомам углерода, имеющих свободные валентности (отношение интенсивностей $I_D/I_G = 1,57$).

Очевидно, формирование такого состава связано с особенностями протекания процессов электроразрядного воздействия и переноса материала электрода на титановую подложку. Благодаря интенсивным процессам диспергирования и сублимации анода – графита, уже в начале процесса ЭИЛ на катоде, в зоне воздействия разрядов, появляется слой мелкодисперсного графита, который при дальнейшей обработке покрывает всю легируемую поверхность. Последующие разряды протекают в этом слое и через него, который, возможно, и защищает титан от интенсивного окисления. Кроме того, наличие большой концентрации углерода в зоне появления жидкой фазы титана обеспечивает, в первую очередь, синтез TiC (хотя у титана более высокое сродство к кислороду) и диффузию углерода в титановую подложку.

Алмазное выглаживание

Выглаживание выполнялось на токарном станке с использованием специально спроектированного устройства [6], обеспечивающего требуемую силу выглаживания даже при наличии больших биений при вращении заготовки. Было установлено, что выглаживание наконечником с радиусом рабочей части 2 мм позволяет снизить шероховатость поверхности с $Ra = 0,32 \dots 0,63$ мкм до $Ra = 0,1-0,25$ мкм.

Результаты исследований выглаживания на шероховатость поверхности приведены в табл. 2.

Таблица 2. Шероховатость поверхности после выглаживания

Режим карбооксидирования *	Шероховатость поверхности после карбооксидирования, Ra, мкм	Шероховатость поверхности после выглаживания, Ra, мкм
$I_k = 1,2$ А	0,26	0,16
$I_k = 2,6$ А	0,31	0,20
$I_k = 6,2$ А	0,43	0,20
$I_k = 12$ А	0,51	0,23
$I_k = 16$ А	0,62	0,23

* $t_u = 20$ мкс

Заключение

Разработанная технология не потребовала внесения изменений в действующий техпроцесс производства детали, заменены только финишные операции. Предложенные технологические решения обеспечили технические требования по точности и микрогеометрии рабочей поверхности. Испытания, выполненные на технологическом изделии, показали, что износ зеркала за время наработки минимален и его величина на порядок ниже, чем у цилиндров, обработанных по базовой технологии.

Таким образом, карбооксидирование позволяет на порядок повысить ресурс узла без внесения каких-либо конструктивных изменений в геометрию детали. Последующее выглаживание окончательно формирует рабочую поверхность гидроцилиндра с требуемыми качественными характеристиками и микрогеометрией.

Библиографический список

1. Бойцов А.Г., Ковалев А.П., Новиков А.С., Пайкин А.Г., Хворостухин Л.А. Процессы механической и физико-химической обработки в производстве авиационных двигателей: уч. пособие. М.: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2007. 584 с.
2. Бойцов А.Г., Машков В.Н., Смоленцев В.А., Хворостухин Л.А. Упрочнение поверхностей деталей комбинированными способами. М.: Машиностроение, 1991. 144 с.
3. Грачев М.В., Денисов Л.В., Бойцов А.Г. Фазовый и элементный состав поверхностного слоя после электроискрового легирования // Труды ГОСНИТИ. 2010. Т. 106. С. 47-49.
4. Силуянова М.В., Курицына В.В., Бойцов А.Г. Модели и методы технологического аудита наукоёмких производств. М.: Изд-во МАИ, 2017. 160 с.
5. Сильченко О.Б., Силуянова М.В., Низовцев В.Е., Климов Д.А., Корнилов А.А. О перспективах применения наноструктурных гетерофазных полифункциональных композиционных материалов в авиадвигателестроении // Вопросы материаловедения. 2018. № 1(93). С. 50-57. DOI: 10.22349/1994-6716-2018-93-1-50-57.
6. Дмитриев Л.М., Новиков С.В., Силуянова М.В. Концепция оптимизации уязвимости производственно-технологического потенциала российского авиационно-промышленного предприятия от поставочных неблагоприятствований // Авиационная промышленность. 2018. № 1. С. 58-62.

ASSURING PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF GAS-TURBINE ENGINE PARTS AND ASSEMBLIES USING ELECTROSPARK DOPING

© 2018

- L. V. Denisov** Senior Lecturer, Department of Technology of Production and Maintenance of Aircraft Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; gx700fl@mail.ru
- A. G. Boytsov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Technology of Production and Maintenance of Aircraft Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; agboytsov@mail.ru
- M. V. Siluyanova** Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Technology of Production and Maintenance of Aircraft Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; dc2mati@yandex.ru

The article describes surface hardening of aircraft engine titanium-alloy hydraulic cylinder face using the method of electro-spark doping by low-energy discharges. Graphite electrodes were used to provide functional behavior of the cylinder surface layer. The carbon oxide layer formed has a highly dispersed structure of a complex composition (with particles of titanium carbide, titanium oxide, graphite), 3-10 micron thick, characterized by high hardness and sliding properties. Graphite electrode alloying practically does not change the part dimensions. Subsequent diamond burnishing of the hardened surfaces decreases the value of the friction coefficient and surface roughness. Healing of defects and micro-cracks improves the fatigue resistance of the part. The developed technology makes it possible to assure the characteristics required of hydraulic cylinder work surfaces and increase their life.

Carbooxidation; electro-spark doping; diamond burnishing; hardening; titanium alloys; hydraulic cylinder.

Citation: Denisov L.V., Boytsov A.G., Siluyanova M.V. Assuring performance characteristics of gas-turbine engine parts and assemblies using electrospark doping. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 58-67. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-58-67

References

1. Boytsov A.G., Kovalev A.P., Novikov A.S., Paykin A.G., Khvorostukhin L.A. *Protsessy mekhanicheskoy i fiziko-khimicheskoy obrabotki v proizvodstve aviatsionnykh dvigateley: uch. posobiye* [Processes of machining and physicochemical treatment in aircraft engine production]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2007. 584 p.
2. Boytsov A.G., Mashkov V.N., Smolentsev V.A., Khvorostukhin L.A. *Uprochneniye poverkhnostey detaley kombinirovannymi sposobami* [Hardening of part surfaces with the use of combined methods]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1991. 144 p.
3. Grachev M.V., Denisov L.V., Boytsov A.G. Phase composition and element concentration in surface layer after ESD. *Trudy GOSNITI*. 2010. V. 106. P. 47-49. (In Russ.)
4. Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V., Boytsov A.G. *Modeli i metody tekhnologicheskogo audita naukoymkikh proizvodstv* [Models and methods of process audit in high-tech industries]. Moscow: MAI Publ., 2017. 160 p.
5. Silchenko O.B., Siluyanova M.V., Nizovtsev V.E., Klimov D.A., Kornilov A.A. On the prospects of application of nanostructured heterophase polyfunctional composite materials in engine building industry. *Voprosy materialovedeniya*. 2018. No. 1(93). P. 50-57. DOI: 10.22349/1994-6716-2018-93-1-50-57 (In Russ.)
6. Dmitriev L.M., Novikov S.V., Siluyanova M.V. A concept for optimizing vulnerability of production and technological potential of a Russian aircraft industry enterprise against supply adversities. *Aviation Industry*. 2018. No. 1. P. 58-62. (In Russ.)

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БИРОТАТИВНОГО ВЕНТИЛЯТОРА СО СВЕРХВЫСОКОЙ СТЕПЕНЬЮ ДВУХКОНТУРНОСТИ

© 2018

- Я. М. Дружинин** инженер отделения 100;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
druzhinin.yar@yandex.ru
- В. И. Милешин** кандидат физико-математических наук, начальник отделения 100;
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

Представлены расчётные исследования аэродинамических характеристик модельного биротативного вентилятора со сверхвысокой степенью двухконтурности ($m = 20$), разработанного в ЦИАМ в рамках европейского проекта COBRA (Innovative Counter rotating fan system for high Bypass Ratio Aircraft engine). Проведено исследование нестационарных особенностей работы биротативного вентилятора, проведён анализ интенсивности ротор-ротор взаимодействия, исследованы особенности прохождения вязких нестационарных следовых возмущений через осевой зазор и лопаточный венец второго ротора. Для вентилятора представлены расчётные исследования тонального шума на режиме «посадка». Исследование проведено с использованием программного комплекса ЦИАМ 3DAS. Получены диаграммы направленности в дальнем поле в передней и задней полусфере для первых 16 гармоник тонального шума. Проведено сопоставление результатов с соответствующими результатами расчёта для биротативного вентилятора с высокой степенью двухконтурности $m = 10$, разработанного в проекте VITAL. Дополнительно было проведено сопоставление результатов с экспериментальными данными для вентилятора с $m = 20$.

Биротативный вентилятор; степень двухконтурности; тональный шум.

Цитирование: Дружинин Я.М., Милешин В.И., Россихин А.А. Расчётное исследование аэродинамических и акустических характеристик биротативного вентилятора со сверхвысокой степенью двухконтурности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 68-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-68-79

Введение

Одной из перспективных компоновочных схем авиационных двигателей является схема ТРДД с биротативным вентилятором со сверхвысокой степенью двухконтурности ($15 \leq m$). Такие двигатели потенциально обещают существенное повышение топливной эффективности по сравнению с современными ТРДД с вентиляторами с высокой степенью двухконтурности. Поэтому исследование акустических и аэродинамических характеристик биротативных вентиляторов со сверхвысокой степенью двухконтурности является актуальным вопросом.

Исследования биротативных вентиляторов имеют большую историю. В СССР концептуальные исследования турбовентиляторных двигателей с высокой степенью двухконтурности начались в 1985 году. Было установлено, что такой тип двигателей может обеспечить значительный прирост в тяге по сравнению с двигателями типа «открытый ротор» и традиционными закапотированными схемами. Результатами этих

исследований явилась разработка хорошо известного двигателя НК-93. В то же время в Германии в рамках объединённой MTU-DLR программы Crisp (counter-rotating integrated shrouded propfan) был разработан закапотированный винтовентиляторный двигатель. Исследования биротативных закапотированных вентиляторов являлись основной частью европейской программы VITAL (EnVIronmenTALly friendly aeroengine) [1-4]. В программе участвовали: ЦИАМ, DLR, Snecma и др. В результате указанными участниками были разработаны и испытаны в ЦИАМ три модели биротативных вентиляторов с высокой степенью двухконтурности ($m = 10$).

Российско-европейский совместный проект COBRA (Innovative Counter rotating fan system for high Bypass Ratio Aircraft engine) является продолжением работ по закапотированным биротативным вентиляторам, имеющим начало в программе VITAL. Главными участниками являются ЦИАМ, DLR, Snecma, Onega. В рамках проекта разрабатываются две модели биротативных вентиляторов со сверхвысокой степенью двухконтурности ($m \geq 15$) и сниженным (по сравнению с результатами, полученными в программе VITAL, и двигателями, эксплуатировавшимися в 2000 году) уровнем шума.

Настоящая работа посвящена модельному биротативному вентилятору с $m = 20$, разработанному в ЦИАМ в рамках проекта COBRA. Представлены расчётное исследование аэродинамических параметров и предварительное расчётное исследование акустических характеристик указанного вентилятора.

Объект исследования

Исследуемый вентилятор был спроектирован с применением современных 1D, 2D и 3D методов. Поскольку вентилятор является 0,7 м моделью биротативного вентилятора, приводимого в движение дифференциальным планетарным редуктором, соотношение вращающих моментов на первом и втором роторе должно быть постоянным на рабочей линии. Указанное требование отражается на аэродинамике лопаточных венцов. Вентилятор спроектирован с 1,42-кратным преобладанием по мощности на втором роторе. Преобладание по мощности на втором роторе оправдано возможностью достичь высокого уровня КПД обоих роторов при требуемых акустических характеристиках. Одной из отличительных черт вентилятора является обратная стреловидность по передним и задним кромкам обоих роторов. Такое решение позволило улучшить аэродинамику в периферийной области за счёт сдвига скачков уплотнения к задним кромкам профилей лопаток. Описанная выше геометрия лопаток оказала влияние на форму вязких следов в виде их наклона и искривления, в особенности для второго ротора.

Расчётные исследования аэродинамики

Моделирование течения в биротативном вентиляторе со сверхвысокой степенью двухконтурности выполнено в двух постановках: стационарной и нестационарной. Стационарная постановка позволяет оценить интегральные характеристики вентилятора и проанализировать поля течения для различных режимов работы. Нестационарная постановка даёт возможность исследовать нестационарное взаимодействие венцов, однако требует гораздо большего времени счёта. Поэтому для моделирования течения в нестационарной постановке был выбран только расчётный режим.

Расчётная сетка. Блочнo-структурированная O-N сетка (рис. 1) построена при помощи автоматического сеточного генератора Numeca Autogrid 5. Расчётная область разделена между 18 сеточными блоками. Сетка содержит суммарно 4 112 802 ячеек. Информация о параметрах сетки представлена в табл. 1.

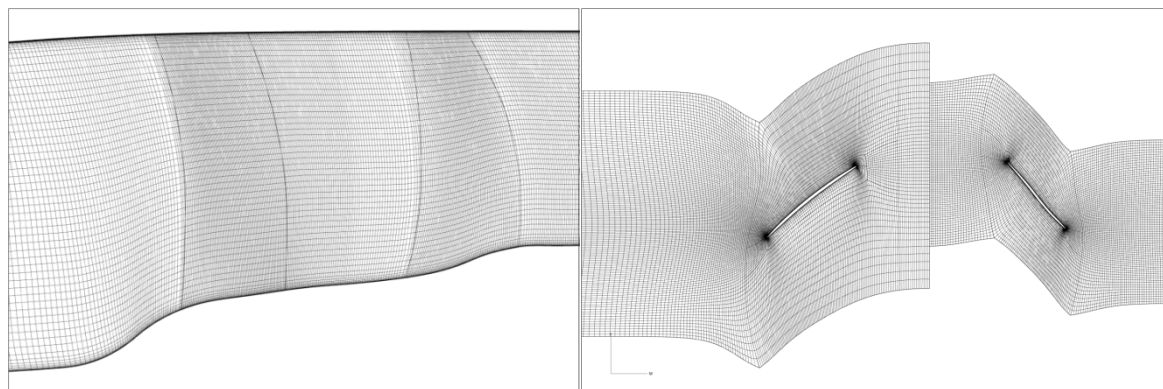


Рис. 1. Меридиональная и b2b проекции расчётной сетки

Таблица 1. Параметры расчётной сетки

Параметр	R1	R2
Число ячеек	2364333	1748469
Число ячеек в радиальном направлении	101	101
Число ячеек в радиальном направлении в радиальном зазоре	21	21
Минимальный угол перекошенности, градус	22.3	17.5
Средний угол перекошенности, градус	79.0	77.0
Максимальный y^+	5.2	5.6
Средний y^+	1.0	1.2

Расчёты в стационарной постановке. Численное моделирование течения выполнено с помощью программного комплекса Numeca FINE TURBO [5] для решения осреднённых по Рейнольдсу трёхмерных уравнений Навье-Стокса на основе разностной схемы Джемсона [6] с двухпараметрической дифференциальной моделью турбулентности SST и расширенным пристеночным моделированием [7].

Расчёты течения выполнены со стандартными граничными условиями на входе: $T^* = 288,15$ К, $p^* = 101325$ Па для следующих режимов: $N_{np} = 1,0; 0,9; 0,8; 0,7; 0,54$. Согласование решений между венцами выполнено с применением поверхности «mixing plane». Радиальное равновесие задаётся в сечении выхода. Условия непротекания и отсутствия теплопередачи задаются на твёрдых поверхностях.

Результаты численного моделирования представлены на рис. 2. Интегральные характеристики (адиабатический КПД, степень повышения полного давления) в зависимости от расхода по входу в вентилятор представлены отдельно: в левой колонке суммарные параметры вентилятора, в средней – для первого ротора, в правой – для второго. Сравнение результатов с данными по вентилятору CRTF1 (проект VITAL) показало, что адиабатический КПД вентилятора проекта COBRA превосходит CRTF1 на величину 1,4% в расчётной точке. Повышение КПД достигнуто за счёт значительного снижения относительных скоростей и интенсивности ударных волн в результате понижения окружной скорости на 66 м/с и применения профилей с откорректированной диффузорностью.

Анализ полученных результатов показал, что оба ротора вентилятора имеют высокий уровень адиабатического КПД. Второй ротор обладает более высокой степенью повышения полного давления, что способствует повышению относительной скорости потока в межлопаточных каналах второго ротора. На рис. 3 представлены распределения относительного числа Маха в трёх сечениях от лопатки к лопатке (10, 50, 90% вы-

соты проточной части). Течение носит дозвуковой характер в привтулочной части обоих роторов, ударные волны начинают появляться в среднем сечении во втором роторе. Обтекание в периферийной части трансзвуковое для обоих роторов. Число Маха достигает значения $M = 1,2$ – в первом и $M = 1,35$ – во втором роторе.

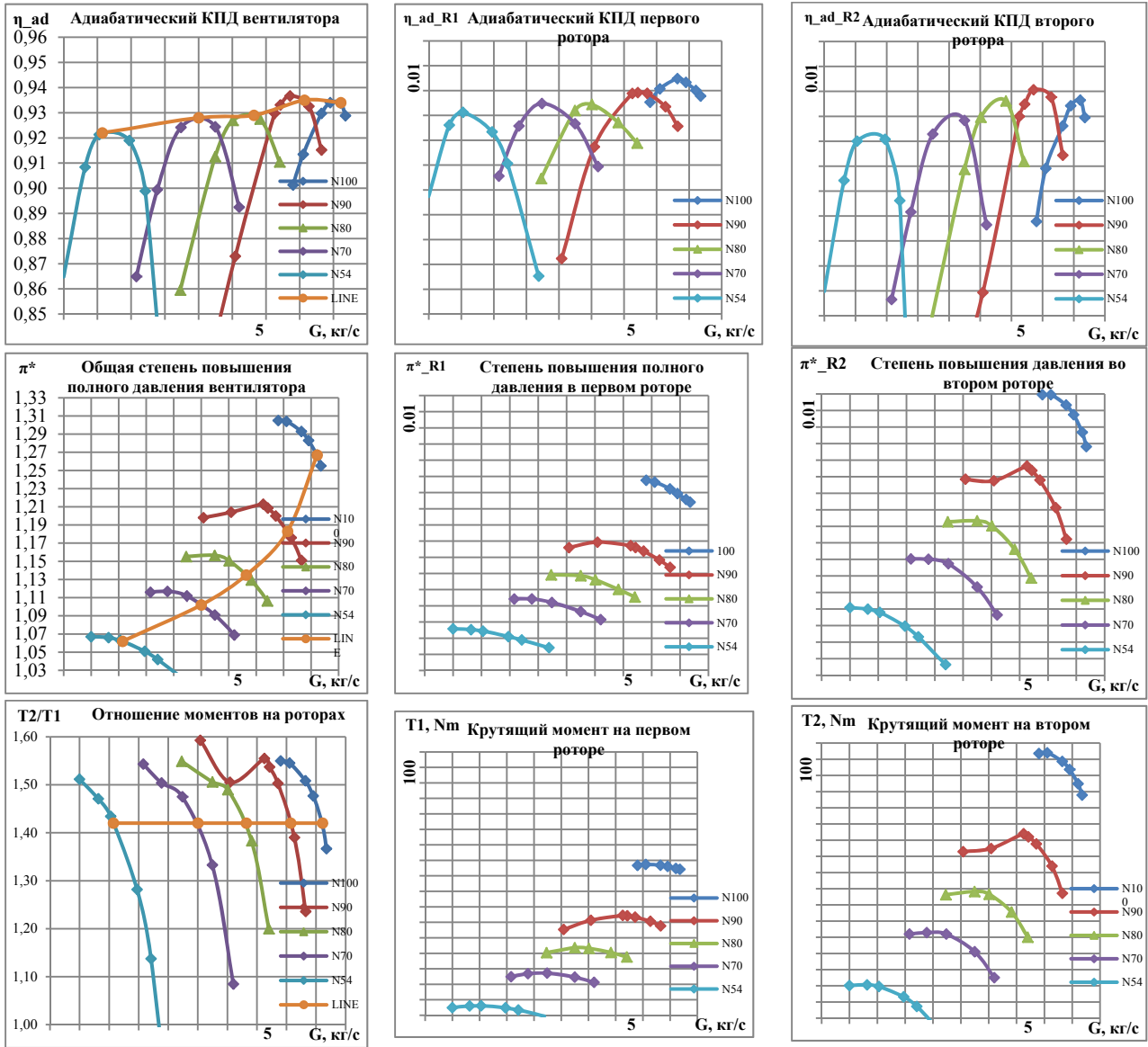


Рис. 2. Интегральные характеристики вентилятора

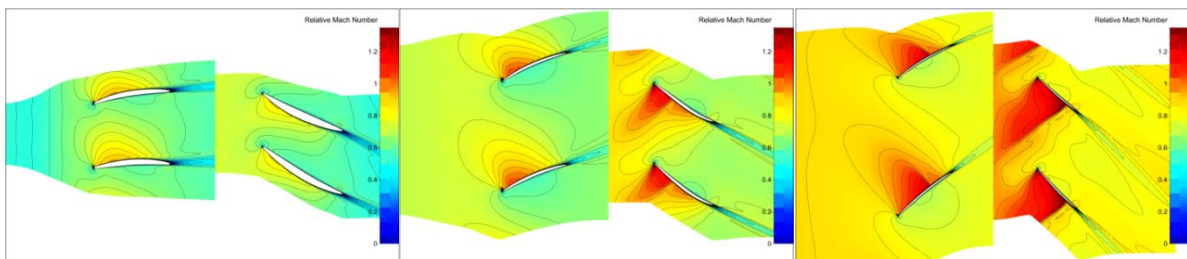


Рис. 3. Распределения относительного числа Маха в b2b сечениях: $N_{np}=1,0$. Левый – 10% высоты, средний – 50%, правый – 90%

Расчёты в нестационарной постановке. Численное моделирование нестационарного течения выполнено с помощью того же программного комплекса. Были выбраны две точки напорной ветки $N_{np} = 1,0$: точка на рабочей линии и точка, соответствующая минимальному значению расхода по входу в вентилятор. Нестационарные расчёты выполнены с теми же граничными условиями и моделью турбулентности, что и в случае стационарной постановки за исключением ротор-ротор интерфейса. Согласование решений между венцами выполнено по технологии скользящих сеток. Расчётная область охватывает два межлопаточных канала первого ротора и три межлопаточных канала второго ротора для выполнения условия общей периодичности.

Физический шаг по времени выбран с учётом числа ячеек в окружном направлении: сеточные блоки поворачиваются на ячейку за один шаг по времени. Число внутренних итераций определяется значением невязки $RMS = -3$.

На рис. 4 представлено сравнение результатов, полученных в стационарной (RANS) и нестационарной (URANS) постановках. Маркеры расположены вблизи точек линии – с соответствующим противодавлением. Нестационарная постановка показала более низкие (на 0,3%) значения расхода и степени повышения полного давления. Указанный результат означает, что влияние учёта нестационарного взаимодействия на интегральные характеристики незначительно для режимов без сильных отрывных явлений.

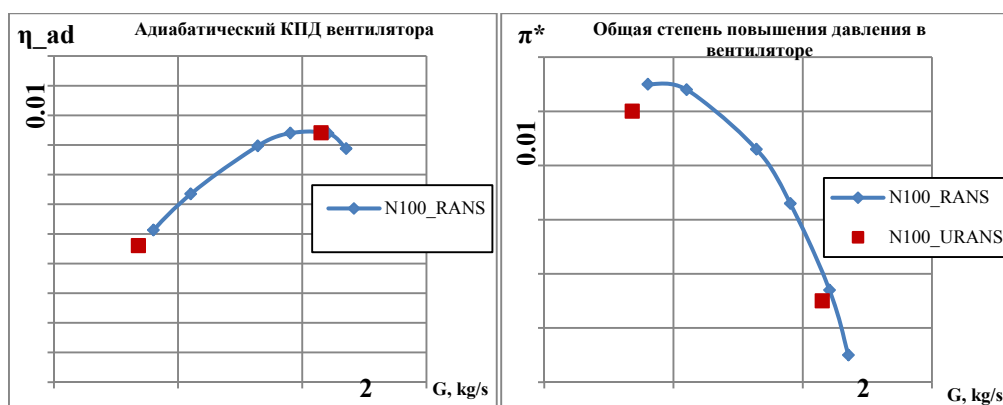


Рис. 4. Интегральные характеристики вентилятора. Результаты стационарных и нестационарных расчётов

На рис. 5 представлены мгновенные поля течения в привтулочной и периферийной части на поверхности от лопатки к лопатке. Анализ распределений показал, что имеются две ключевые особенности нестационарного взаимодействия в биротативном вентиляторе со сверхвысокой степенью двухконтурности: распространение вязких следов с лопаток первого ротора вниз по потоку в осевом зазоре и межлопаточных каналах второго ротора; взаимодействие между скачками уплотнения на лопатках второго ротора с течением в межлопаточных каналах первого ротора.

Распределение полного давления в привтулочной области (рис. 5, слева) демонстрирует наличие сильных следовых возмущений, сходящихся с толстых профилей лопаток первого ротора. Следы возмущают поле течения в каналах второго ротора, а также влияют на состояние пограничного слоя на корыте и, в особенности, на спинке лопаток второго ротора.

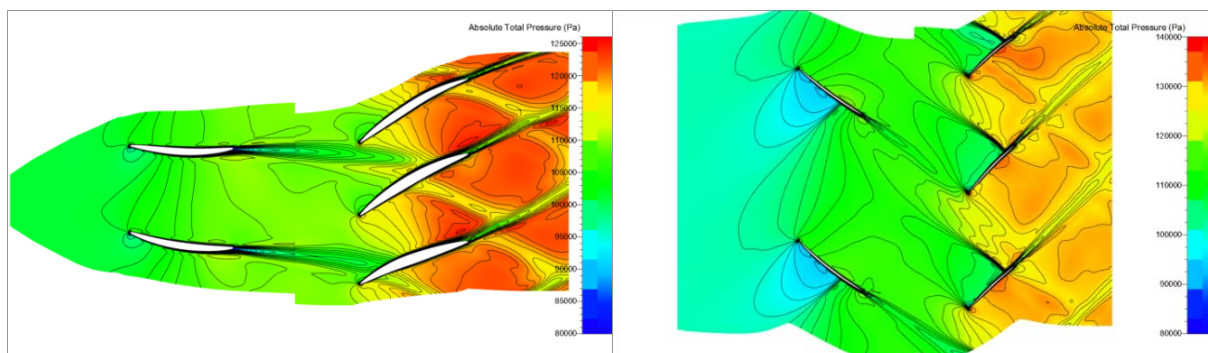


Рис. 5. Мгновенные распределения полного давления, втулка (0,1 высоты, слева) и периферия (0,9 высоты, справа)

Вторая особенность взаимодействия более явно наблюдается в периферийной области (рис. 5, справа). Ударные волны в каналах второго ротора распространяются вверх по потоку и взаимодействуют с вязкими следами и задними кромками первого ротора. Одним из критических параметров, определяющих акустическое совершенство биротативного вентилятора, является величина осевого зазора между венцами. 3D URANS расчёт позволяет сделать первую предварительную оценку интенсивности взаимодействия и проверить, является ли достаточной величина осевого зазора. Распределение полного давления (рис. 5, справа) показывает, что ударные волны ослабевают при прохождении осевого зазора и едва достигают задних кромок первого ротора.

Радиальная структура следов также важна для акустики. На рис. 6 представлены распределения в двух поперечных сечениях вентилятора: за первым ротором в осевом зазоре (слева) и за правым ротором (справа). Анализ распределений показал, что следы лопаток первого ротора имеют скошенный, не радиальный, близкий к линейному вид. Распределение энтропии в сечении за вторым ротором демонстрирует суперпозицию следов первого и второго роторов. Входная закрутка потока и обратная стреловидность лопаток второго ротора обуславливают криволинейную форму следов за лопатками.

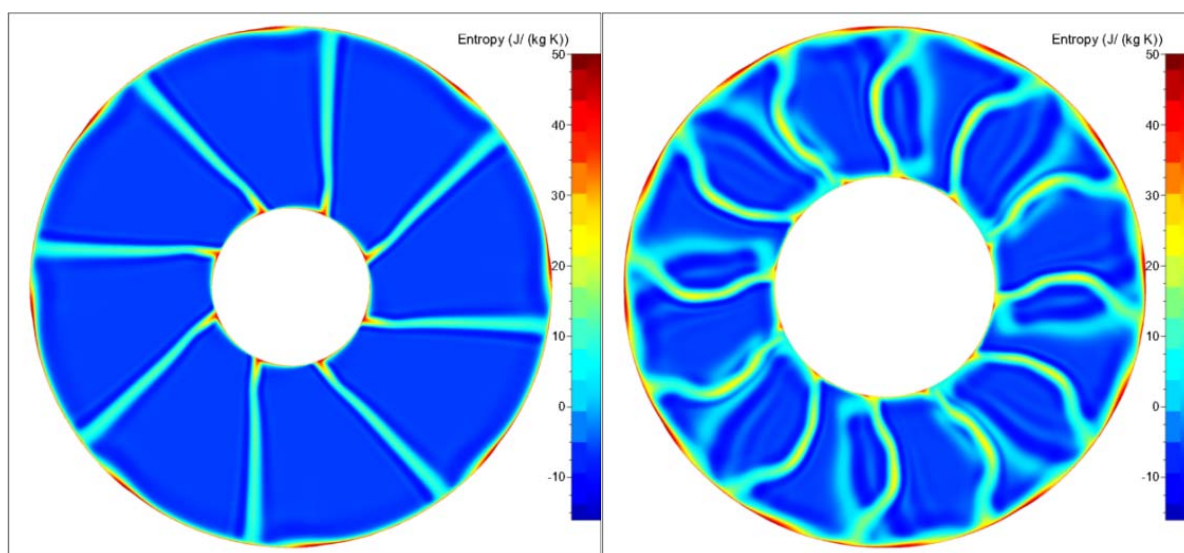


Рис. 6. Мгновенное поле энтропии: сечение за первым ротором (слева) и за вторым ротором (справа)

Расчёт тонального шума

Для того чтобы оценить акустические характеристики вентилятора, был проведён расчёт тонального шума вентилятора в передней полусфере на режиме «посадка». Он соответствует относительной скорости вращения вала 54%. Режим посадки был выбран, поскольку имелись соответствующие экспериментальные данные.

Расчёт был проведён с использованием программного комплекса ЦИАМ 3DAS (3 Dimensional Acoustics Solver) [8;9]. Метод расчёта ротор-статор (ротор-ротор) взаимодействия, реализованный в программном комплексе, основывается на решении трёхмерных уравнений Эйлера для возмущений в системах отсчёта лопаточных венцов. Первый этап расчёта – расчёт среднего поля течения в турбомашине с использованием полных осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, полуэмпирических моделей турбулентности и интерфейсов между венцами типа «mixing plain». Второй этап расчёта – нестационарный невязкий расчёт возмущений поверх стационарного поля течения, производимый во временной области. Взаимодействие между венцами описывается с помощью интерфейсов, обеспечивающих непрерывность параметров поля течения на границе. Уравнения в рамках указанного метода решаются с использованием численных методов вычислительной аэроакустики. Дискретизация по пространству построена на основе метода конечных объёмов с использованием обобщённой на метод конечных объёмов DRP (Dispersion Relation Preserving Scheme) схемы четвёртого порядка [10]. Для дискретизации уравнений по времени используется оптимизированная четырёхшаговая схема Рунге-Кутты (LDDRK – Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta Schemes) второго порядка [11]. Для расчёта излучения в дальнее поле используется полуаналитическая методика, основанная на уравнении Фокс Вильямса – Хоукингса с проницаемой поверхностью интегрирования [12].

Сравнение с вентилятором CRTF1

Для того чтобы оценить снижение шума, достигнутое в процессе разработки вентилятора, были проведены сравнения результатов аэродинамического и акустического расчёта для вентилятора COBRA с результатами расчётов и экспериментальными данными для вентилятора CRTF1 – биротативного вентилятора, разработанного в рамках проекта VITAL. Одним из основных различий между двумя модельными вентиляторами является различие в окружных скоростях роторов. Предполагается, что снижение окружных скоростей для вентилятора COBRA на 23% должно привести к снижению интенсивности тонального шума. Геометрия вентилятора CRTF1 в сравнении с геометрией вентилятора COBRA показана на рис. 7. Число лопаток в первом роторе вентилятора CRTF1 – 10, во втором роторе – 14. Диаметр вентилятора $D = 0,56$ м. Режим «посадка» для этого вентилятора соответствует относительным оборотам 54%. Степень повышения полного давления для вентилятора CRTF1 на данном режиме примерно в два раза больше, чем для вентилятора COBRA. Степень двухконтурности вентилятора CRTF1 на режиме «посадка» равна 12.

Сравнение акустических характеристик вентиляторов было проведено на режиме «посадка». Результаты расчёта тонального шума в передней полусфере для вентилятора CRTF1 и сравнение этих результатов с экспериментом представлено в [13]. В данном исследовании эти результаты были пересчитаны с использованием для расчёта более детальной геометрической модели вентилятора, включающей вход во внутренний контур, наличие которого не учитывалось в предшествующем расчёте.

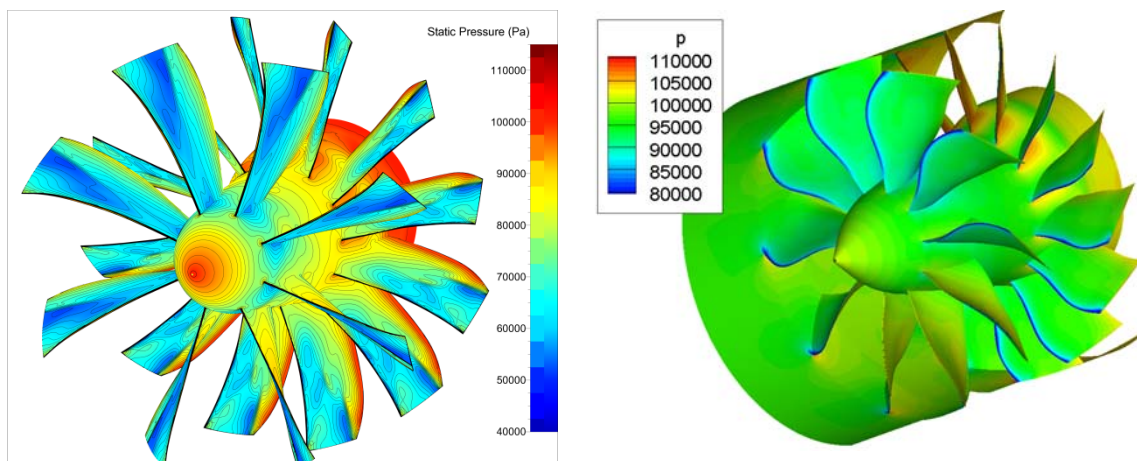


Рис. 7. Биротативные вентиляторы COBRA (слева) и CRTF1 (справа).
Поле стационарного статического давления на лопатках и на корпусе

Первой стадией расчёта, как и ранее, был расчёт среднего поля течения с использованием программного комплекса NUMECAFINE™/Turbo. Расчётная сетка для второго этапа расчёта (расчёта нестационарных пульсаций) построена на основе сетки для стационарного расчёта и содержит 5 межлопаточных каналов первого ротора и 7 – второго. Чтобы избежать нефизических отражений от границ были добавлены буферные зоны к расчётной области. Размер расчётной сетки – 25 миллионов ячеек. Нестационарный расчёт был проведён во временной области маршем по времени с постоянным шагом. На один оборот требовалось 44 000 шагов. Модальный анализ был проведён для тонов с частотой меньше или равной $5F_1+3F_2$. Уровни звуковой мощности для наиболее интенсивных гармоник тонального шума в заданном частотном диапазоне показаны на рис. 8. На последнем этапе расчёта был проведён расчёт распространения шума через воздухозаборник для указанных гармоник. В свою очередь данные о полях пульсации в ближнем поле воздухозаборника использовались для расчёта тонального шума вентилятора в дальнем поле с использованием уравнения Фокс Вильямса – Хоукинга.

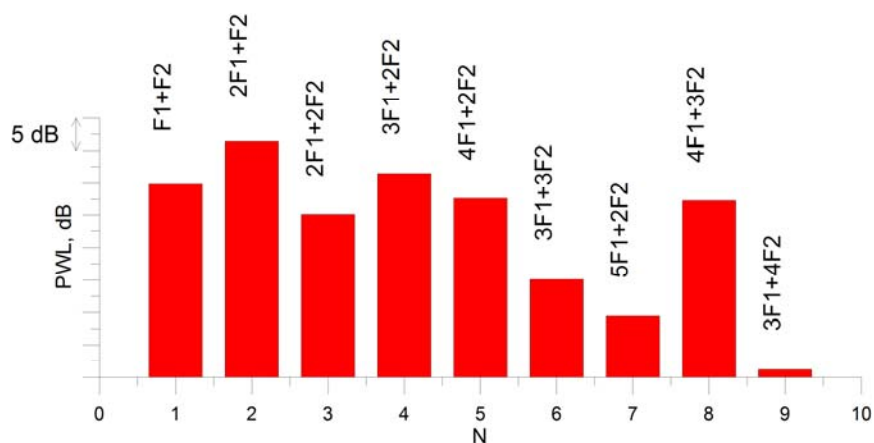


Рис. 8. Интенсивности гармоник тонального шума,
соответствующих распространяющимся модам. Вентилятор COBRA

Результаты расчёта в дальнем поле были сопоставлены с результатами эксперимента для вентилятора CRTF1 на стенде ЦИАМ Ц-3А [4]. Результаты сравнения показаны на рис. 9. Видно удовлетворительное качественное, а для некоторых позиций микрофонов и количественное, соответствие между результатами расчёта и эксперимента

для всех гармоник за исключением гармоник $3F1+4F2$ и $6F1+2F2$. Однако для данных гармоник уровни тонального шума в эксперименте лежат ниже уровней широкополосного шума в узкополосном спектре. Поэтому их реальное значение не может быть получено из узкополосного спектра с хорошей точностью.

Также было проведено сравнение между уровнями звуковой мощности излучения в передней полусфере для заданных гармоник. Разница между суммарными мощностями звукового излучения в расчёте и эксперименте для этих гармоник меньше чем 0,5 дБ.

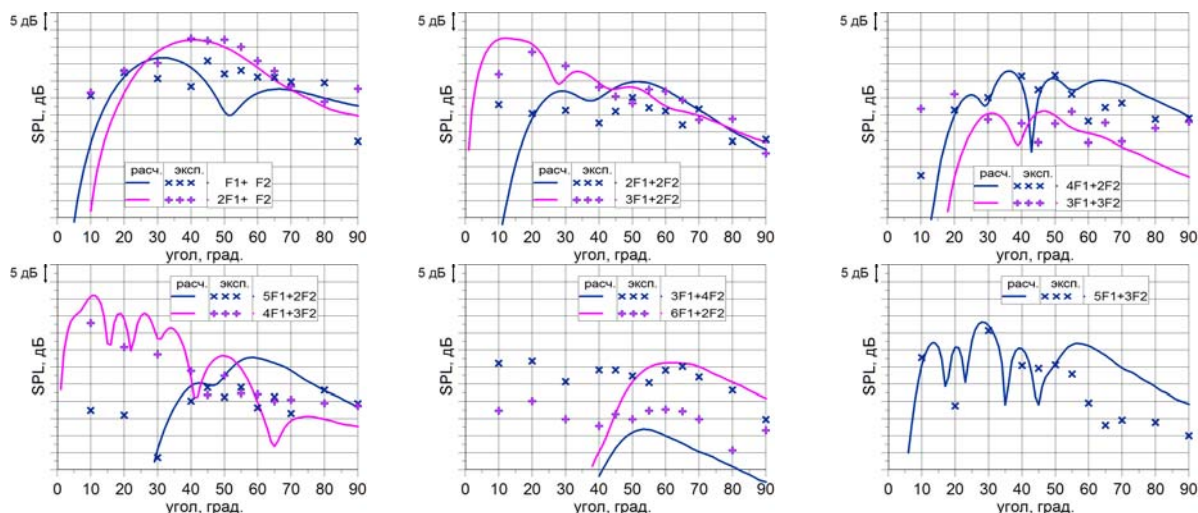


Рис. 9. Диаграммы направленности уровней звукового давления для первых 11 гармоник (вентилятор CRTF1)

Вентиляторы CRTF1 и COBRA имеют различные диаметры и различные расходы, поэтому непосредственное сопоставление уровней шума для них невозможно. Однако для того, чтобы оценить влияние свойств вентилятора на акустические характеристики, можно сравнить шум вентиляторов, нормированный на расход. С этой целью были преобразованы расчётные и экспериментальные данные для вентилятора CRTF1 таким образом, чтобы они соответствовали данным в тех же положениях микрофонов для вентилятора с расходом, соответствующим расходу вентилятора COBRA для режима «посадка».

Сравнение было произведено для двух режимов работы вентилятора COBRA, отличающихся соотношением между скоростью вращения рабочих колёс N_1/N_2 (скольжение роторов) и расходом $G_{впр}$. Для первого режима – «посадка» $N_1/N_2 = 0,9$ и $G_{впр} = 46,3$ кг/с, для второго режима $N_1/N_2 = 0,93$ и $G_{впр} = 43,1$ кг/с. К сожалению, в настоящий момент экспериментальные данные для вентилятора COBRA доступны только для второго режима. Прежде всего были сопоставлены уровни звуковой мощности шума вентиляторов в передней полусфере. Было показано, что для первого режима уровни звуковой мощности на 2,1 дБ меньше, чем у вентилятора CRTF1 на режиме «посадка» после нормировки на расход, а для второго режима уровни звуковой мощности на 2,2 дБ больше. Также было проведено сравнение построенных на основе расчётных и экспериментальных данных суммарных диаграмм направленности уровней звукового давления для вентилятора CRTF1 с построенными на основе расчётных данных суммарными диаграммами направленности для вентилятора COBRA для обоих режимов (рис. 10). Видно, что максимальные уровни шума для вентилятора COBRA для режима с $N_1/N_2 = 0,9$ ниже, чем для CRTF1, а для режима с $N_1/N_2 = 0,93$, наоборот, вы-

ше. Таким образом, шум вентилятора COBRA существенно зависит от скольжения между роторами.

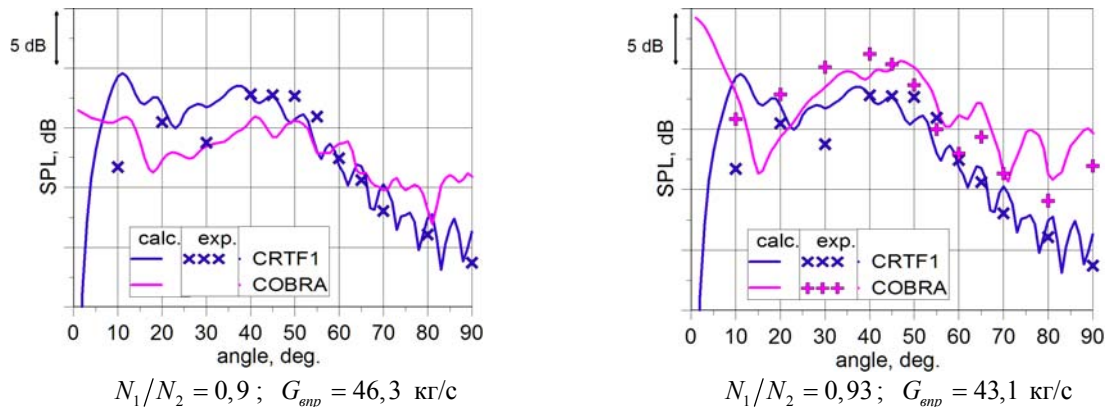


Рис. 10. Суммарные диаграммы направленности уровней звукового давления для вентилятора CRTF1 (расчёт и эксперимент) и для вентилятора COBRA при двух значениях скольжения роторов N_1/N_2

Заключение

Расчётное исследование особенностей течения в закапотированном биротативном вентиляторе со сверхвысокой степенью двухконтурности выполнено в двух постановках: стационарной (RANS) и нестационарной (URANS). Проведён анализ интегральных характеристик и полей течения в межлопаточных каналах вентилятора. Результаты, полученные в стационарной и нестационарной постановках, хорошо согласуются. Исследованы мгновенные поля течения и характерные особенности нестационарного взаимодействия лопаточных венцов. Установлено, что величина осевого зазора между венцами достаточно велика для ослабления ударно-волнового взаимодействия. Особая форма задних кромок в меридиональной и тангенциальной проекции позволяет влиять на форму вязких следов, распространяющихся вниз по потоку.

Проведено расчётное исследование тонального шума биротативного вентилятора COBRA в передней полусфере для режима «посадка». Результаты исследования были сопоставлены с расчётными и экспериментальными данными для вентилятора CRTF1, разработанного в рамках программы Vital. Для проведения сопоставления вентилятор CRTF1 был отмасштабирован таким образом, чтобы иметь расход, равный расходу вентилятора COBRA для режима «посадка». Сравнение показало снижение шума в передней полусфере для вентилятора COBRA. Полученные для него в расчёте уровни звуковой мощности на 2,1 дБ меньше, чем у вентилятора CRTF1 на режиме «посадка» после нормировки на расход.

Библиографический список

1. Fateev V., Mileshin V., Pankov S., Shchipin S. Ducted counter-rotation fan thickened blades optimization based on 3D inverse problem solution aiming at fan gasdynamics improvement // 19th ISABE Conference (ISABE-2009). 2009.
2. Lengyel T., Voß C., Schmidt T., Nicke E. Design of a counter rotating fan – an aircraft engine technology to reduce noise and CO₂-emissions // 19th ISABE Conference (ISABE 2009). 2009.
3. 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.

4. 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.

5. Hirsch Ch. Numerical computation of internal and external flows. V. 2. John Wiley & Sons, 1990. 715 p.

6. Jameson A. Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings // 10th Computational Fluid Dynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences. 1991. DOI: 10.2514/6.1991-1596

7. Menter F. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149

8. Brailko I.A., Mileshin V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V. Computational and experimental investigation of unsteady and acoustic characteristics of counter-rotating fans // Proceedings of 2004 ASME Heat Transfer / Fluids Engineering Summer Conference. 2004. V. 2. P. 871-879. DOI: 10.1115/ht-fed2004-56435

9. Nyukhtikov M.A., Rossikhin A.A., Sgadlev V.V., Brailko I.A. Numerical method for turbo machinery tonal noise generation and radiation simulation using CAA approach // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air. 2008. V. 6. P. 887-894. DOI: 10.1115/gt2008-51182

10. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics // Journal of Computational Physics. 1993. V. 107, Iss. 2. P. 262-281. DOI: 10.1006/jcph.1993.1142

11. Hu F.Q., Hussaini M.Y., Manthey J.L. Low-dissipation and low-dispersion Runge-Kutta schemes for computational acoustics // Journal of Computational Physics. 1996. V. 124, Iss. 1. P. 177-191. DOI: 10.1006/jcph.1996.0052

12. Tyler J.M., Sofrin T.G. Axial flow compressor noise studies // SAE Technical Papers. 1962. DOI: 10.4271/620532

13. Rossikhin A., Pankov S., Brailko I., Mileshin V. Numerical method for 3D computation of turbomachinery tone noise // International Conference Fan 2012.

COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF AERODYNAMIC AND ACOUSTIC CHARACTERISTICS OF AN ULTRAHIGH-BYPASS RATIO COUNTER-ROTATING FAN

© 2018

Ya. M. Druzhinin Engineer of Division 100;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
druzhinin.yar@yandex.ru

V. I. Mileshin Doctor of Science (Phys. and Math.), Head of Division 100;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
mileshin@ciam.ru

A. A. Rossikhin Doctor of Science (Phys. and Math.), Head of Sector;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
rossikhin@ciam.ru

A computational investigation of aerodynamic characteristics of a model ultrahigh-bypass ratio counter-rotating fan ($m = 20$) developed at CIAM within the framework of the European Project COBRA (Innovative Counter Rotating Fan System for High Bypass Ratio Aircraft Engine), is presented in the work. The unsteady nature of the flow in a counter-rotating fan was studied; the rotor-rotor interaction intensity and unsteady viscous wake propagation through the axial gap and second rotor blade were analyzed. The results of numerical investigation of the fan tonal noise in the approach mode are also presented. The acoustic calculations were performed using the in-house CIAM code

3DAS. Far-field directivity diagrams for the first 16 harmonics of tonal noise in the front and rear hemisphere, obtained in the calculation, are shown. The results were compared with the respective results of calculation for a model high-bypass ratio counter-rotating fan with a high-bypass ratio $m = 10$ (designed in VITAL project). Additionally the results were compared with the experimental results for a fan with $m = 20$.

Counter-rotating fan; bypass ratio; tonal noise.

Citation: Druzhinin Ya.M., Mileshin V.I., Rossikhin A.A. Computational investigation of aerodynamic and acoustic characteristics of an ultrahigh-bypass ratio counter-rotating fan. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 68-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-68-79

References

1. Fateev V., Mileshin V., Pankov S., Shchipin S. Ducted counter-rotation fan blades optimization based on 3D inverse problem solution aiming at fan gasdynamics improvement. *19th ISABE Conference (ISABE-2009)*. 2009.
2. Lengyel T., Voß C., Schmidt T., Nicke E. Design of a counter rotating fan – an aircraft engine technology to reduce noise and CO₂-emissions. *19th ISABE Conference (ISABE 2009)*. 2009.
3. 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.
4. 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.
5. Hirsch Ch. Numerical computation of internal and external flows. V. 2. John Wiley & Sons, 1990. 715 p.
6. Jameson A. Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings. *10th Computational Fluid Dynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences*. 1991. DOI: 10.2514/6.1991-1596
7. Menter F. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149
8. Brailko I.A., Mileshin V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V. Computational and experimental investigation of unsteady and acoustic characteristics of counter-rotating fans. *Proceedings of 2004 ASME Heat Transfer / Fluids Engineering Summer Conference*. 2004. V. 2. P. 871-879. DOI: 10.1115/ht-fed2004-56435
9. Nyukhtikov M.A., Rossikhin A.A., Sgadlev V.V., Brailko I.A. Numerical method for turbo machinery tonal noise generation and radiation simulation using CAA approach. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air*. 2008. V. 6. P. 887-894. DOI: 10.1115/gt2008-51182
10. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics. *Journal of Computational Physics*. 1993. V. 107, Iss. 2. P. 262-281. DOI: 10.1006/jcph.1993.1142 81
11. Hu F.Q., Hussaini M.Y., Manthey J.L. Low-dissipation and low-dispersion Runge-Kutta schemes for computational acoustics. *Journal of Computational Physics*. 1996. V. 124, Iss. 1. P. 177-191. DOI: 10.1006/jcph.1996.0052
12. Tyler J.M., Sofrin T.G. Axial flow compressor noise studies. *SAE Technical Papers*. 1962. DOI: 10.4271/620532
13. Rossikhin A., Pankov S., Brailko I., Mileshin V. Numerical method for 3D computation of turbomachinery tone noise. *International Conference Fan 2012*.

БИОЛОГИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ ViNOM ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ СЕМЕЙСТВА SAMSAT

© 2018

- В. П. Захаров** доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой лазерных и биотехнических систем; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ssauvz@mail.ru
- В. Н. Конохов** кандидат технических наук, доцент кафедры лазерных и биотехнических систем; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; maverick65@ya.ru
- П. И. Бахтинов** ведущий инженер кафедры лазерных и биотехнических систем; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; p-bahtinov@yandex.ru
- Е. В. Молчков** ведущий инженер кафедры лазерных и биотехнических систем; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; biotech@ssau.ru
- Д. В. Корнилин** кандидат технических наук, доцент кафедры лазерных и биотехнических систем; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kornilin@mail.ru
- С. Г. Коновалов** аспирант кафедры лазерных и биотехнических систем; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; semyon-konovalov@mail.ru

Биологический модуль «ViNOM» предназначен для проведения многоцелевых биомедицинских экспериментов в космосе с широким спектром биологических объектов (бактерии, водоросли, грибы, растения, многокомпонентные биосистемы). Модуль разработан для использования в качестве полезной нагрузки наноспутников семейства SamSat и может быть установлен на любых других космических аппаратах. Биомодуль является законченным изделием и включает в себя камеру биологического объекта, системы жизнеобеспечения, управления и контроля, размещённые в герметичном корпусе. Взаимодействие модуля «ViNOM» с электронными системами наноспутника осуществляется с помощью одного четырёхконтактного разъёма. Система жизнеобеспечения поддерживает в камере биообъекта требуемые температуру, давление, влажность и газовый состав. Система управления позволяет в автоматическом режиме по заданной программе или по командам с наземного пункта управления проводить биомедицинские эксперименты. Система контроля предназначена для измерения параметров окружающей среды и биологического объекта. Система контроля обеспечивает мультиспектральную визуализацию биообъектов, регистрацию флуоресценции, измерение температуры и влажности в нескольких точках, давления, концентрации кислорода и углекислого газа. Предусмотрена возможность подключения дополнительных датчиков в зависимости от целей эксперимента. Изготовлен опытный образец биомодуля и выполнен ряд тестов, подтвердивших верность предложенных технических решений. В частности, испытания в вакуумной камере показали, что потеря давления в герметичном корпусе биомодуля не превышает 20% от первоначального в течение года. Был выполнен ряд биологических экспериментов, продемонстрировавших возможность инициализации, роста и поддержания жизнедеятельности различных биологических объектов в течение длительного, до двух месяцев, периода.

Наноспутник; SamSat; биомедицинский эксперимент; герметичный корпус; система жизнеобеспечения; камера биообъекта; мультиспектральная визуализация.

Цитирование: Захаров В.П., Конохов В.Н., Бахтинов П.И., Молчков Е.В., Корнилин Д.В., Коновалов С.Г. Биологический модуль ViNOM для наноспутников семейства SamSat // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 80-90.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-80-90

Введение

Медико-биологические эксперименты в космосе позволяют ответить на широкий круг вопросов: от фундаментальных, например о происхождении жизни во Вселенной, до прикладных, связанных с обеспечением жизнедеятельности человека при длительных космических полётах. До настоящего времени подавляющее большинство подобных экспериментов выполняется на пилотируемых космических комплексах и специализированных автоматических космических аппаратах среднего и тяжёлого класса. Несмотря на широкие возможности проведения медико-биологических исследований на указанных платформах, ряд недостатков, основными из которых являются значительные стоимость, длительность подготовки и ожидания запуска, узкий спектр орбит, сдерживает развитие космической биологии и медицины. Использование космических аппаратов нанокласса как базы для проведения медико-биологических экспериментов в космосе даёт возможность устранить эти недостатки, резко снизив стоимость исследований, увеличив диапазон параметров факторов космического полёта, существенно расширив круг лиц, принимающих участие в проведении экспериментов.

Перспективность использования аппаратов нанокласса для медико-биологических исследований подтверждается динамикой проведённых и планируемых экспериментов [1-7]. Так, с 2006 по 2009 гг. были успешно осуществлены такие эксперименты NASA (США), как GeneSat-1, PharmaSat, O/OREOS. В 2018 году NASA планирует запуск спутника нанокласса BioSentinel для исследования изменений в ДНК под действием космического излучения. Помимо NASA другие научные группы и космические агентства [5-7] ведут разработки наноспутников для экспериментов в области космической биологии. РКК «Энергия» совместно с институтом медико-биологических проблем рассматривает возможность проведения исследования влияния на биологические образцы факторов космического полёта на базе наноплатформы [8].

Однако проведённый анализ показал, что круг исследуемых объектов в осуществлённых и планируемых экспериментах достаточно узок и ограничивается бактериями, одноклеточными грибами и органическими соединениями. С другой стороны, характеристики наноспутников позволяют расширить диапазон классов биологических объектов вплоть до микроскопических животных и высших растений. В этой связи возникает задача создания технических средств, обеспечивающих возможность проведения медико-биологических экспериментов с широким классом биологических объектов в автоматическом режиме с учётом массогабаритных и функциональных ограничений наноспутника. Основным требованием к подобным средствам является возможность адаптации к особенностям проводимого медико-биологического эксперимента путём минимальных изменений аппаратуры.

Разработка биологического модуля

С учётом вышесказанного был разработан биологический модуль «BiNOM» (biology nano orbital module) для наноспутниковой платформы SamSat 3U. Была предложена структура, разработаны компоновка, конструкция и электронная аппаратура биомодуля, выполнено моделирование элементов конструкции, изготовлен опытный образец биомодуля, выполнено тестирование систем биомодуля, проведено испытание герметичного корпуса опытного образца.

Биомодуль состоит из герметичного корпуса, камеры биологического объекта, системы управления и контроля. Система управления и контроля функционально включает в себя систему управления параметрами внутренней среды биомодуля и систему контроля состояния биообъекта. Компоновка биомодуля приведена на рис. 1.

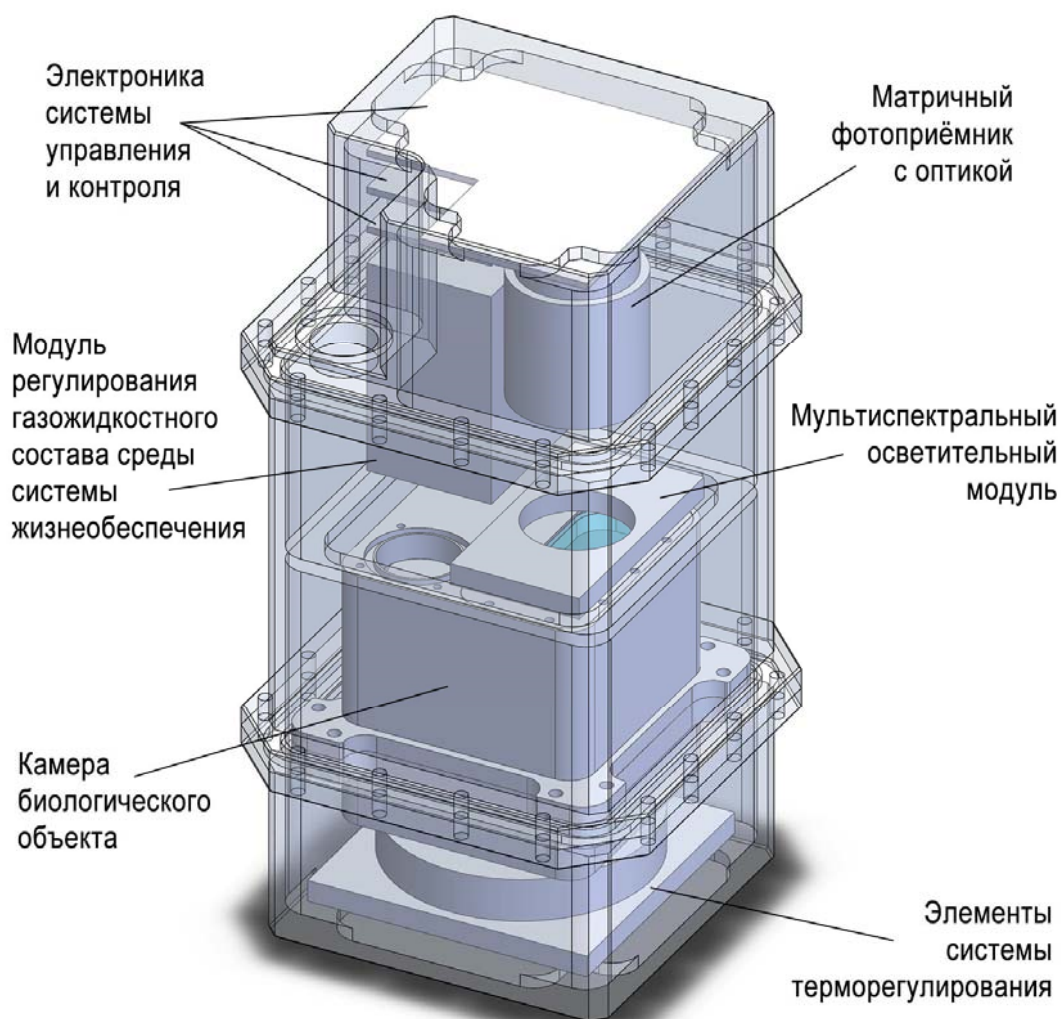


Рис. 1. Компоновка биомодуля «BiNOM»

Конструкция герметичного корпуса выбиралась исходя из следующих основных критериев: масса корпуса, полезный объём, прочность корпуса, сложность изготовления. Моделирование вариантов проводилось в программе SolidWorks. Имитировалась разность давлений внутри и снаружи корпуса, равная одной атмосфере. В качестве материала герметичного корпуса при моделировании использовался сплав AA2024, являющийся ближайшим аналогом отечественного сплава Д16. Были рассмотрены пять основных вариантов конструкции герметичного корпуса: цилиндрической формы с торцевой крышкой (вариант 1), в виде параллелепипеда с торцевой крышкой без рёбер жёсткости (вариант 2), в виде параллелепипеда с торцевой крышкой и рёбрами жёсткости (вариант 3), в виде параллелепипеда из двух частей с продольным разрезом и рёбрами жёсткости (вариант 4), в виде параллелепипеда из трёх частей с поперечным разрезом без рёбер жёсткости (вариант 5). Результаты моделирования приведены в таблице.

Таблица. Результаты моделирования герметичных корпусов

Номер варианта	Максимальное механическое напряжение, Н/м ²	Максимальная деформация, мкм	Расчётная масса, кг
1	$6,74 \cdot 10^6$	6,9	0,422
2	$7,9 \cdot 10^7$	230	0,264
3	$5,5 \cdot 10^7$	73	0,212
4	$5,4 \cdot 10^7$	98	0,370
5	$2,8 \cdot 10^7$	22,5	0,553

Лучшие результаты моделирования продемонстрировал герметичный корпус цилиндрической формы с торцевым фланцем и крышкой. Однако в этом случае полезный объём является наименьшим из всех вариантов. С учётом того, что для всех образцов механическое напряжение не превышает предела текучести выбранного материала, расчётная масса допустима для научной аппаратуры наноспутниковой платформы SamSat 3U и, исходя из максимального полезного объёма и сложности изготовления, был выбран пятый вариант.

С целью проверки предлагаемых технических решений, направленных на поддержание параметров газовой среды в необходимых пределах в течение длительного времени, был изготовлен макет герметичного корпуса биомодуля (рис. 2). Макет состоит из трёх деталей, выполненных из сплава Д16.

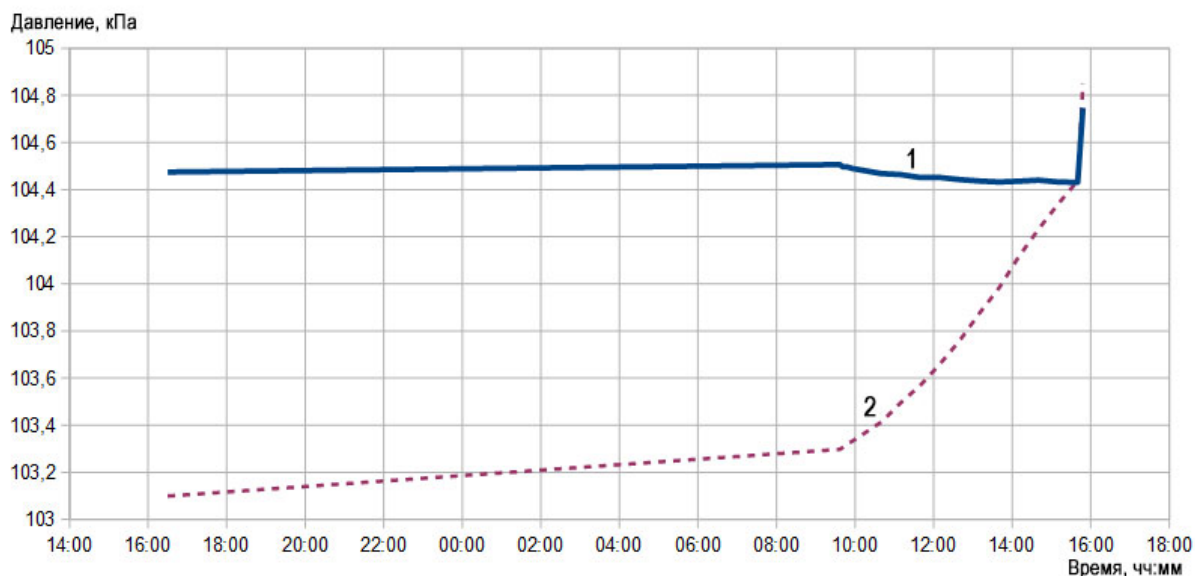


Рис. 2. Наноспутник семейства SamSat и макет герметичного корпуса биомодуля «BiNOM»

Испытания макета корпуса биомодуля в условиях вакуума проводились в термовакуумной камере (ТВК) УП-125ТХД Центра испытаний и комплексной отработки наноспутников (ЦИОН). Датчики давления и температуры были установлены в гермообъёме корпуса биомодуля, их выходные сигналы через герморазъёмы корпуса биомодуля и термовакуумной камеры поступали на внешний вольтметр для измерения. Испытания проводились в течение 23 часов.

Предварительно с помощью форвакуумного насоса была произведена откачка объёма ТВК с размещённым в нём корпусом биомодуля, при остаточном давлении около 0,2 мм рт.ст. оборудование ТВК было выключено и оставлено в пассивном состоянии. После 17 часов выдержки при давлении в ТВК 0,4 мм рт.ст. были последовательно включены форвакуумный и турбомолекулярный насосы, давление в ТВК снизилось до величины порядка 10^{-5} мм рт.ст. и в этом режиме испытания продолжались ещё около 6 часов.

Графики изменения параметров воздушной среды внутри макета корпуса биомодуля за время испытаний приведены на рис. 3, 4. Кривые 1 и 2 на рис. 3 отражают, соответственно, изменения рассчитанного и измеренного давления по данным размещённого внутри корпуса датчика. На рис. 4 приведено изменение температуры внутри макета корпуса. Существенный рост температуры за последние 6 часов испытаний объясняется разогревом ТВК и всего помещения за счёт тепловыделения включённого в активной фазе испытаний оборудования. Несмотря на то, что температура термоплиты, на которой был размещён испытываемый корпус, поддерживалась термостатом ТВК на исходном уровне, теплообмен между корпусом ТВК и объектом испытаний оказался достаточно большим для постепенного прогрева последнего. Соответственно росло давление воздуха в замкнутом объёме испытываемого корпуса.



*Рис. 3. Графики изменения давления внутри испытываемого корпуса биомодуля:
1 – расчётное давление; 2 – измеренное давление*

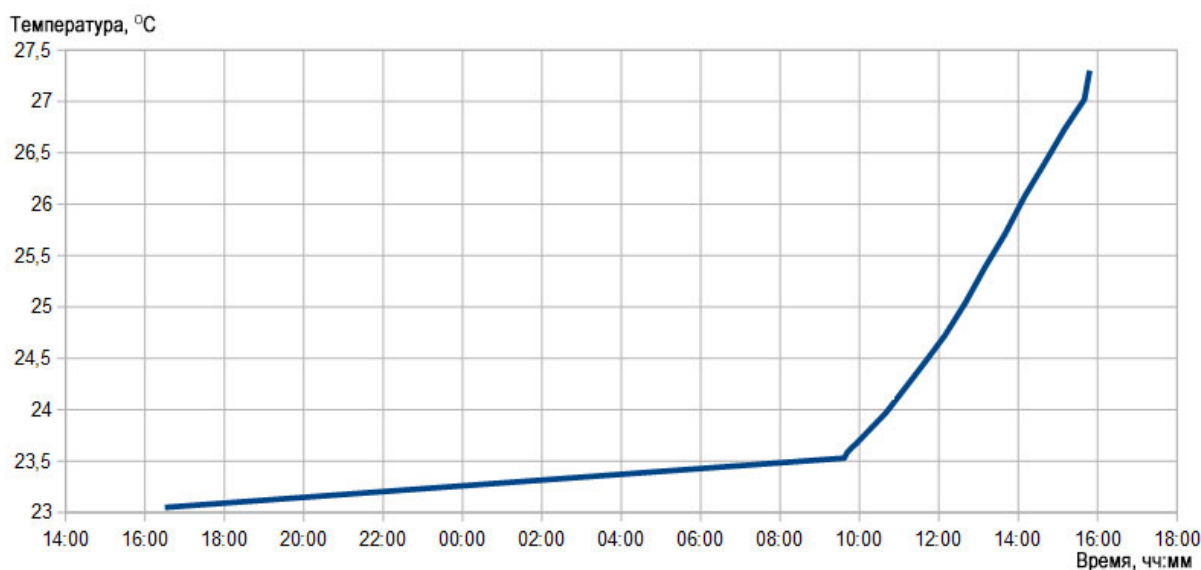


Рис. 4. График изменения температуры внутри испытываемого корпуса биомодуля

Для выявления возможных утечек из гермообъёма испытываемого корпуса необходима компенсация влияния температуры на давление заключённого в нём воздуха. Кривая 1 на рис. 3 показывает изменения расчётного значения давления, приведённого к постоянной температуре 300 К, полученного исходя из уравнения состояния идеального газа по формуле:

$$P(300K) = P_d 300K / (t_d + 273K),$$

где P_d и t_d – измеренные датчиками давление и температура (в °C) соответственно.

Общее изменение приведённого давления с учётом указанной термокомпенсации за 23 часа испытаний составило 0,044 кПа, что соответствует темпу утечки 0,043% в сутки. Этот результат следует рассматривать как оценку сверху, поскольку некоторое снижение давления и колебания, заметные на заключительном участке кривой 1, соответствующем активной фазе испытаний, объясняется, по-видимому, не реальными утечками, а погрешностями термокомпенсации в условиях значительного роста температур, когда температура датчика не вполне точно соответствовала искомой температуре заключённого в гермообъёме воздуха. Финальный скачок давления, заметный на графиках 1 и 2, соответствует моменту разгерметизации ТВК по окончании испытаний. При этом снялись нагрузки с испытываемого корпуса, его стенки релаксировали в исходное состояние, в результате чего уменьшился внутренний объём корпуса и выросло давление внутри него. Зарегистрированный рост давления на 0,3% соответствует изменению линейных размеров порядка 0,1 мм, что хорошо согласуется с данными, полученными прямыми измерениями.

Полученная в результате проведённых экспериментальных исследований изготовленного макета корпуса оценка вероятной утечки газовой среды во время нахождения биомодуля в вакууме не более 0,043% в сутки позволяет рассчитывать на потерю в течение годового полёта менее 20% начального объёма воздуха.

Структура системы контроля и управления параметрами внутренней среды биомодуля и системы контроля состояния биообъекта однозначно определяется назначением и выполняемыми этими системами функциями (рис. 5).

Система контроля и управления параметрами внутренней среды биомодуля выполняет периодические измерения температуры в герметичном корпусе биомодуля, температуры в камере биообъекта, абсолютного давления в герметичном корпусе биомодуля, абсолютного давления в камере биообъекта, влажности в камере биообъекта, содержания кислорода и углекислого газа в камере биообъекта, а также формирует управляющие воздействия для поддержания температуры, влажности и газового состава в герметичном корпусе биомодуля и камере биообъекта в заданных пределах.

Система контроля состояния биообъекта предназначена для оценки структуры и функций биообъекта и позволяет проводить визуальный контроль в различных спектральных диапазонах, измерять уровень флуоресценции, а также, в зависимости от целей и задач исследования, вести химический и биохимический анализы метаболитов.

Системы контроля и управления параметрами внутренней среды биомодуля и контроля состояния биообъекта включают в себя набор датчиков и исполнительных устройств, работающих под контролем микропроцессорной системы управления. Датчики биомодуля по месту установки делятся на две группы: размещённые в гермообъёме биомодуля и установленные в камере биообъекта. В гермообъёме биомодуля размещены датчики температуры и давления, предназначенные для контроля условий работы установленной аппаратуры управления и сбора научной информации, а также для определения параметров теплообмена камеры биообъекта с окружающей средой.

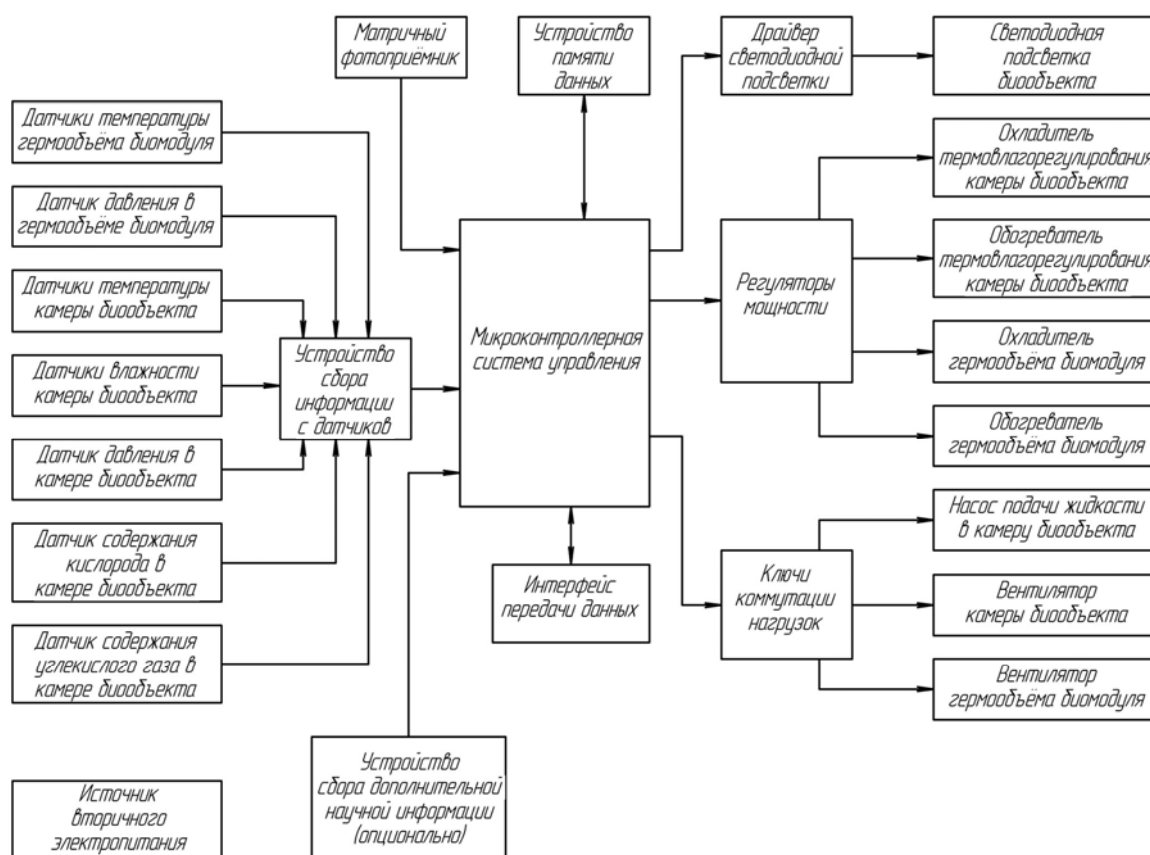


Рис. 5. Структурная схема системы контроля и управления параметрами внутренней среды биомодуля и системы контроля состояния биообъекта

Установленные в камере биообъекта термодатчики предназначены для измерения температуры субстрата выращивания исследуемых организмов и температуры воздушной среды в нескольких точках. Датчики влажности служат для определения относительной влажности воздуха вблизи субстрата биообъекта и в зоне размещения датчиков состава газовой среды и оптического окна фотоприёмника.

Датчик содержания кислорода и датчик содержания углекислого газа позволяют судить об изменениях состава газовой среды в камере биообъекта, происходящих в результате жизнедеятельности исследуемых организмов. Датчик давления в камере биообъекта служит для внесения поправок в показания датчиков состава газовой среды в соответствии с парциальными давлениями контролируемых газов.

Устройство сбора информации с датчиков предназначено для включения и выключения отдельных датчиков по командам системы управления, сбора данных с них, оцифровки аналоговой информации, передачи результатов системе управления для сохранения в устройстве памяти.

Устройство сбора дополнительной научной информации не входит в базовый состав аппаратуры биомодуля, однако его подключение предусматривается в необходимых случаях, если того требует специфика проводимого биологического эксперимента.

Матричный фотоприёмник позволяет получать изображения исследуемого биообъекта с целью фиксации морфологических изменений при его развитии. Повышение информативности изображений достигается за счёт мультиэкспозиции фотоприёмника при подсветке исследуемых образцов излучением с различными спектральными характеристиками. На время экспозиции фотоприёмника система управления включает нужные группы светодиодов, в частности RGB для синтеза цветных изображений и ультрафиолетовый излучатель для регистрации флуоресценции.

Установленные в камере биообъекта обогреватель и охладитель системы термовлагорегулирования служат для поддержания температуры в заданных пределах и для создания внутри камеры градиента температур, необходимого для возвращения влаги, испаряющейся в воздушную среду, обратно в субстрат выращивания исследуемых организмов. Локальный обогрев части камеры необходим для предотвращения орошения датчиков состава газовой среды и оптического окна фотоприёмника. Вентилятор камеры биообъекта и вентилятор гермообъёма биомодуля предназначены для обеспечения циркуляции газовой среды в условиях микрогравитации.

Обогреватель и охладитель гермообъёма биомодуля служат для поддержания температуры установленной аппаратуры в допустимых пределах, сглаживания температурных колебаний, связанных с нахождением спутника на освещённых и теневых участках орбиты. Режимы работы обогревателей и охладителей задаются системой управления с помощью широтно-импульсных регуляторов мощности.

Насос подачи жидкости в камеру биообъекта используется при инициации начала развития исследуемых организмов из первоначально латентного (сухого) состояния, в котором они должны пребывать на этапах подготовки к запуску и выводу на орбиту, а также для восполнения раствора питательных веществ в процессе эксперимента.

Микроконтроллерная система управления обеспечивает управление всеми исполнительными устройствами биомодуля, сохранение информации, поступающей с датчиков и матричного фотоприёмника в устройстве памяти данных, выдачу сохранённой информации через интерфейс передачи данных по запросу бортовой цифровой вычислительной машины наноспутниковой платформы для передачи по радиоканалу в наземный центр управления.

Заключение

Разработанный биологический модуль «BiNOM» может служить универсальной платформой для проведения биомедицинских экспериментов на наноспутниках и космических аппаратах микро- и мини-классов при решении широкого круга задач космической биологии и медицины. Основной особенностью модуля «BiNOM» является возможность адаптации к целям медико-биологических экспериментов при минимальном изменении аппаратной части.

Для проверки верности предложенных технических решений проведён ряд экспериментов с зелёными водорослями и растениями семейства капустных длительностью от двух недель до двух месяцев. Результаты экспериментов показали, что система жизнеобеспечения способна поддерживать развитие биологических объектов в условиях замкнутого объёма при ограниченных ресурсах в течение длительного времени.

Библиографический список

1. Kitts C., Ronzano K., Rasay R., Mas I., Williams Ph., Mahacek P., Minelli G., Hines J., Agasid E., Friedericks Ch., Piccini M., Parra M., Timucin L., Beasley C., Henschke M., Luzzi E., Mai N., McIntyre M., Ricks R., Squires D., Storment C., Tucker J., Yost B., Defouw G., Ricco A. Flight results from the GeneSat-1 biological microsatellite mission // 21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah, USA, 2007.
2. PharmaSat. PharmaSat Features and News.
https://www.nasa.gov/mission_pages/smallsats/pharmasat/main/index.html
3. Mattioda A., Cook A., Ehrenfreund P., Quinn R., Ricco A.J., Squires D., Bramall N., Bryson K., Chittenden J., Minelli G., Agasid E., Allamandola L., Beasley Ch., Burton R., Defouw G., Diaz-Aguado M., Fonda M., Friedericks Ch., Kitts C., Landis D., McIntyre M., Neumann M., Rasay M., Ricks R., Salama F., Santos O., Schooley A., Yost B., Young A. The O/OREOS mission: first science data from the space environment viability of organics (SEVO) payload // *Astrobiology*. 2012. V. 12, Iss. 9. P. 841-853. DOI: 10.1089/ast.2012.0861
4. BioSentinel.
<https://www.nasa.gov/centers/ames/engineering/projects/biosentinel.html>
5. Cullen D., Longley J., Kingston J., Lee D., Black M., Pearson D., Waring C., Pink R. BAMMSat – A platform for beyond LEO space environments studies on biological systems in CubeSats and CubeSat-like payloads // 6th Interplanetary CubeSat Workshop. 2017. <https://icubesat.org/papers/2016-2/2016-b-1-4/>
6. Xiang Zh., Wenhe L., Lianxin Zh., Min Ch., Youquan Y. Study on on-orbit demonstration technology for space-biology nanosatellites // International Conference on Manipulation, Manufacturing and Measurement on the Nanoscale (3M-NANO). 2014. DOI: 10.1109/3m-nano.2014.7057353
7. Yoon T.-S., Kang S. Interplanetary «Bioscience» mission initiative with CubeSat-platform technology // 3th Interplanetary CubeSat Workshop. 2014. <https://icubesat.org/papers/2014-2/2014-a-1-4-interplanetary-bioscience-mission-initiative-with-cubesat-platform-technology/>
8. Конструктор о наноспутниках и их судьбе: выполнил задачу и сгорел без остатка. <http://tass.ru/opinions/interviews/4391696>

BIOLOGICAL MODULE “BiNOM” FOR CUBESATS OF THE SAMSAT FAMILY

© 2018

- V. P. Zakharov** Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor, Head of the Department of Laser and Biotechnical Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ssauvz@mail.ru
- V. N. Konyukhov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Laser and Biotechnical Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; maverick65@ya.ru
- P. I. Bakhtinov** Leading Engineer of the Department of Laser and Biotechnical Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; p-bahtinov@yandex.ru
- E. V. Molchkov** Leading Engineer of the Department of Laser and Biotechnical Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; biotech@ssau.ru
- D. V. Kornilin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Laser and Biotechnical Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kornilin@mail.ru
- S. G. Konovalov** Postgraduate Student of the Department of Laser and Biotechnical Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; semyon-konovalov@mail.ru

The biological module BINOM is a platform for multi-purpose biomedical space experiments with a wide range of biological objects (bacteria, algae, fungi, plants, multicomponent ecosystems). It was designed as a payload for SamSat nanosatellites and can be easily mounted on any other space vehicle. The module consists of three main blocks – a sealed chamber for biological objects, a life support system, a system of control and measurement supporting scientific data acquisition and pre-processing. The BiNOM interacts with the electronic systems of the nanosatellite with the help of a single four-pin connector. The life support system maintains the required temperature, pressure, humidity and gas mixture composition in the chamber of the biological object. The control system makes it possible to carry out biomedical experiments in the automatic mode according to a specified program or by commands from the ground control post. The control system is designed to measure the parameters of the environment and the biological object. The module supports visualization of objects in the UV-VIS-IR spectral range, fluorescence analysis, temperature and humidity measurement at several points, pressure, concentration of oxygen and carbon dioxide. Additional sensors can be used depending on the goals of the experiment. A module prototype was made and a number of tests were carried out to confirm the adequacy of the engineering solutions proposed. In particular, the vacuum chamber tests showed that the pressure loss in the pressure hull does not exceed 20% per year. A number of biological experiments demonstrated the possibility of initialization, growth and life support of various biological objects during a long, up to two months, period.

Cubesat; SamSat; biomedical experiment; pressure hull; life support system; bio-object chamber; multispectral visualization.

Citation: Zakharov V.P., Konyukhov V.N., Bakhtinov P.I., Molchkov E.V., Kornilin D.V., Konovalov S.G. Biological module “BiNOM” for cubesats of the SamSat family. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 80-90. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-80-90

References

1. Kitts C., Ronzano K., Rasay R., Mas I., Williams Ph., Mahacek P., Minelli G., Hines J., Agasid E., Friedericks Ch., Piccini M., Parra M., Timucin L., Beasley C., Henschke M., Luzzi E., Mai N., McIntyre M., Ricks R., Squires D., Storment C., Tucker J., Yost B.,

Defouw G., Ricco A. Flight results from the GeneSat-1 biological microsatellite mission. *21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. Logan, Utah, USA, 2007.

2. PharmaSat. PharmaSat Features and News. Available at:

https://www.nasa.gov/mission_pages/smallsats/pharmasat/main/index.html

3. Mattioda A., Cook A., Ehrenfreund P., Quinn R., Ricco A.J., Squires D., Bramall N., Bryson K., Chittenden J., Minelli G., Agasid E., Allamandola L., Beasley Ch., Burton R., Defouw G., Diaz-Aguado M., Fonda M., Friedericks Ch., Kitts C., Landis D., McIntyre M., Neumann M., Rasay M., Ricks R., Salama F., Santos O., Schooley A., Yost B., Young A. The O/OREOS mission: first science data from the space environment viability of organics (SEVO) payload. *Astrobiology*. 2012. V. 12, Iss. 9. P. 841-853. DOI: 10.1089/ast.2012.0861

4. BioSentinel. Available at:

<https://www.nasa.gov/centers/ames/engineering/projects/biosentinel.html>

5. Cullen D., Longley J., Kingston J., Lee D., Black M., Pearson D., Waring C., Pink R. BAMMSat – A platform for beyond LEO space environments studies on biological systems in CubeSats and CubeSat-like payloads. *6th Interplanetary CubeSat Workshop*. 2017. Available at: <https://icubesat.org/papers/2016-2/2016-b-1-4/>

6. Xiang Zh., Wenhe L., LianxinZh., Min Ch., Youquan Y. Study on on-orbit demonstration technology for space-biology nanosatellites. *International Conference on Manipulation, Manufacturing and Measurement on the Nanoscale (3M-NANO)*. 2014. DOI: 10.1109/3m-nano.2014.7057353.

7. Yoon T.-S., Kang S. Interplanetary «Bioscience» mission initiative with CubeSat-platform technology. *3th Interplanetary CubeSat Workshop*. 2014. Available at: <https://icubesat.org/papers/2014-2/2014-a-1-4-interplanetary-bioscience-mission-initiative-with-cubesat-platform-technology>

8. *Konstruktor o nanosputnikakh i ikh sud'be: vypolnil zadachu i sgorel bez ostatka* [Designer about CubeSats and their destiny: completed the task and burned down]. Available at: <http://tass.ru/opinions/interviews/4391696>

НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ ПУТЁМ ДОВЕДЕНИЯ ИХ ДО РАЗРУШЕНИЯ В ЛЁТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

© 2018

- П. И. Иванов** доктор технических наук, профессор, ведущий специалист по лётным испытаниям;
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;
niiiaus@mail.ru
- С. М. Куринный** ведущий инженер по лётным испытаниям;
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;
niiiaus@mail.ru
- М. М. Криворотов** инженер по лётным испытаниям;
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;
niiiaus@mail.ru
- Г. В. Шмерова** инженер-конструктор;
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;
niiiaus@mail.ru

Рассмотрены проблемные вопросы оценки прочности осесимметричных парашютных систем при проведении лётных испытаний. Одной из основных задач при подготовке к лётным испытаниям является выбор условий для проведения эксперимента. Рассмотрены варианты испытаний парашютных систем путём доведения их до разрушения. Проанализированы варианты нагрузок, возникающих при наполнении парашютных систем. Приведены специфика и особенности повреждений и разрушения парашютов. Поставлена проблема разрушения парашютных систем при разрушающих нагрузках, значительно меньших, чем несущая способность парашюта. Оценивается возможность применения испытаний на прочность на этапе проектирования парашютных систем. Предлагается использование методов экспериментальной оптимизации и стохастической аппроксимации для сокращения количества экспериментов. Сделан вывод о возможных вариантах решения проблемы оценки разрушающей нагрузки и несущей способности, полученных при оценке прочности парашютных систем в лётном эксперименте.

Парашютная система; испытания; прочность; несущая способность; режимы.

Цитирование: Иванов П.И., Куринный С.М., Криворотов М.М., Шмерова Г.В. Некоторые проблемные вопросы оценки прочности осесимметричных парашютных систем путём доведения их до разрушения в лётном эксперименте // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 91-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99

Введение

Одной из основных задач при лётных испытаниях (ЛИ) парашютных систем (ПС) является оценка их прочности [1-3].

Под прочностью ПС понимается способность сопротивляться воздействию на неё аэродинамических и динамических нагрузок в процессе функционирования системы «объект-парашют» без нарушения целостности конструкции ПС во всём эксплуатационном пространстве режимов и условий её применения, заданном в техническом задании (ТЗ).

В основном задача оценки прочности сводится к подтверждению несущей способности ПС на режимах, близких к предельным эксплуатационным, определённым ТЗ на разработку ПС.

Под несущей способностью парашюта понимается предельная величина нагрузки, не приводящая к потере функциональных свойств парашюта даже в результате его частичного разрушения [1].

Следствием потери несущей способности парашюта в результате повреждения (разрушения) является превышение системой объект-парашют предельно допустимого значения посадочной скорости (предельного – по условиям достижения предельных значений ударных перегрузок при приземлении).

Испытания на прочность – испытания, проводимые для определения значений воздействующих факторов, вызывающих выход значений характеристик свойств объекта за установленные пределы или его разрушение, т.е., по существу, это разрушающие испытания [2]. Разрушающие испытания – испытания с применением разрушающих методов контроля [2].

Особенности выбора испытательных режимов

При выборе испытательного режима в лётных испытаниях ПС на прочность рекомендуется пользоваться следующими правилами [3]:

– аэродинамическая и динамическая нагрузки, действующие на парашют в процессе наполнения, возрастают с увеличением скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ при сохра-

нении постоянной высоты $H = \text{const}$ (т.е. при уменьшении числа Фруда $Fr = \frac{g\sqrt{F_{II}}}{V_0}$),

где V_0 – скорость ввода в действие ПС, g – ускорение свободного падения;

– аэродинамическая и динамическая нагрузки, действующие на парашют площадью F_{II} в процессе наполнения, возрастают с увеличением высоты H при сохранении постоянным скоростного напора $q = \text{const}$ (т.е. при уменьшении числа Ньютона

$N = \frac{\rho g F_{II} \sqrt{F_{II}}}{G}$), где ρ – плотность воздуха; G – сила тяжести груза;

– аэродинамическая и динамическая нагрузки, действующие на парашют в процессе наполнения, возрастают при существенном уменьшении траекторного угла θ (от 0 до -90°);

– аэродинамическая и динамическая нагрузки, действующие на парашют в процессе наполнения, возрастают при увеличении массы груза m .

Таким образом, разрушающими методами контроля в лётных испытаниях парашютных систем являются предельно допустимые значения режимов и условий: q , H , θ , m .

Наиболее жёстким по прочности – предельным эксплуатационным режимом – в большинстве случаев следует считать режим в точках правой границы области испытательного режима в координатах $q - H(q_{\text{max}}, H)$ при максимально допустимой массе объекта m_{max} на вертикальной траектории снижения: $\theta = -90^\circ$.

Разрушение парашютов на малых числах Fr реализуется скоростным напором q в основном за счёт выбивания ткани и разрушения силового каркаса и строп на начальных фазах процесса наполнения.

Специфика и особенности повреждений и разрушений ПС

Возникает вопрос: почему при больших скоростных напорах ($F_r \rightarrow 0$) разрушение строп парашютов может происходить на малых фазах процесса наполнения ($\varnothing \approx 0,08 \div 0,1$, где параметр рифления \varnothing – отношение диаметра входного сечения купола к диаметру купола в раскрое) и при малых разрушающих нагрузках, значительно меньших, чем несущая способность парашюта?

Малые фазы в конце подготовительного – начале основных этапов процесса наполнения характерны большой неустойчивостью (неравномерностью) формообразования контура кромки входного отверстия осесимметричного купола.

В это время на сравнительно небольшой длине видимой линии контура (ВЛК) входного отверстия начальной фазы наполнения скапливается большое количество собранного материала нижней кромки, хаотически перемещающегося под воздействием скоростного напора набегающего потока. При этом контур может принимать разнообразные (как правило, асимметричные) геометрические формы.

Это приводит к существенной неравномерности распределения строп вдоль ВЛК, ограничивающей входное отверстие купола, и степень концентрации строп на единицу длины ВЛК может быть различна в различных частях контура.

В работе [3] представлены некоторые из возможных случаев распределения строп вдоль ВЛК кромки. В той части ВЛК, где плотность концентрации строп велика, стропы будут менее нагружены, чем в той части контура, где кромка растянута и плотность концентрации строп мала. В этой части стропы будут перегружены и вероятность их разрушения возрастает.

Пусть погонная плотность строп на собранной части ВЛК равна $\frac{N_c}{L_c}$, а на растянутой $\frac{N_p}{L_p}$, где N и L – соответственно число строп и длина части ВЛК.

Пусть P_c – средняя нагрузка в стропах N_c , а P_p – средняя нагрузка в стропах N_p . Предположим для простоты, что на каждую часть ВЛК (как собранную, так и растянутую) приходится соответственно R_c и R_p от величины полной осевой нагрузки на купол: $\bar{R} = \bar{R}_c + \bar{R}_p$ и пусть, для простоты, $L_c = L_p$.

Тогда можно записать соотношения:

$$P_c = \frac{R_c}{N_c}; \quad P_p = \frac{R_p}{N_p}.$$

Из них следует, что чем больше погонная плотность строп на единицу длины ВЛК, тем меньше нагрузка в стропах, и наоборот. По существу, это две гиперболические зависимости – функции от числа строп.

При малом числе строп нагрузка в стропах растёт катастрофически быстро (в силу наличия асимптоты у гиперболической функции) и при определённом критическом значении числа строп $N_{кр}$ она может оказаться равной разрушающей $P^{разр}$.

При выходе же из строя даже одной стропы её нагрузку принимают на себя оставшиеся стропы при $N < N_{кр}$, и поскольку нагрузка в них уже превышает их несущую способность, то разрушение этой группы строп становится неизбежным.

Необходимо также отметить, что в стропах растянутой части кромки происходит дополнительное увеличение нагрузки за счёт излома контура купол-стропа в точке

крепления стропы к куполу из-за перепада давления на выдутой наружу части купола (в зоне растянутой части кромки).

Это явление аналогично общеизвестному физическому факту, что поперечная нагрузка, действующая на натянутую нить, существенно увеличивает натяжение нити.

Следующим фактором, объясняющим почему при больших скоростных напорах разрушение строп осесимметричных парашютов может происходить на малых фазах процесса наполнения и при малых разрушающих нагрузках, значительно меньших, чем несущая способность парашюта, является асимметрия формообразования контура кромки купола парашюта (одностороннее выдувание наружу контура кромки купола).

Скоростной напор, воздействуя на ослабленную по сравнению с полюсной частью (по плотности распределения каркаса) выдутую наружу часть купола у нижней кромки, приводит к выбиванию ткани, обширным повреждениям и потере несущей способности парашюта на начальных фазах, что значительно раньше нормальной фазы опасного сечения, на которой реализуется R_{\max} , и, следовательно, при нагрузке в коуше значительно меньшей величины расчётной несущей способности парашюта.

Итак, на малых числах F_r парашют в процессе наполнения нагружается кольцевыми натяжениями $\bar{\tau}$ от скоростного напора q , действующими на локальную часть купола, и волновыми процессами в элементах конструкции, а не нагрузкой R_{\max} (как было принято считать), регистрируемой в коуше парашюта. Это подтверждается результатами численного моделирования нагружения парашюта при движении системы объект-парашют [3]. Эпюры распределения Q (силы сопротивления парашюта) и $\bar{\tau}$ в момент наполнения парашюта, характерные для малых чисел F_r , представлены на рис. 1.

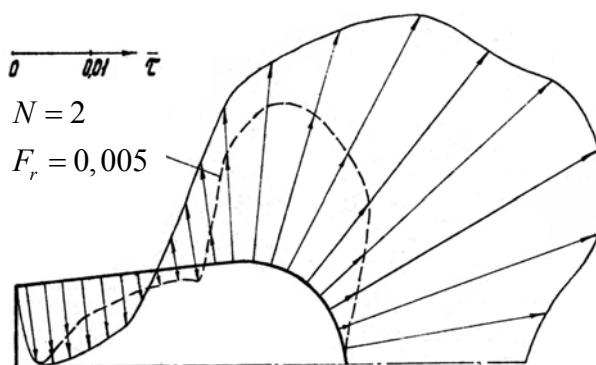


Рис. 1. Эпюры распределения

Из полученного вида распределения силы сопротивления и кольцевых натяжений (прерывистая линия) видно их соответствие от нижней кромки до района миделя парашюта и резкое различие распределений в полюсной части купола. Таким образом, значительное превышение интегральной нагрузки в мидельной части купола на этапе наполнения частично объясняет причину разрушения парашютов до достижения R_{\max} , характерную для малых чисел F_r .

Напряженно-деформированное состояние (НДС), формируемое перепадом давления $\Delta p, \bar{\tau}$ и волновыми процессами, должно быть таким, чтобы начался процесс разрушения парашюта.

В свою очередь, разрушение парашюта в процессе наполнения может быть:

- без существенной потери несущей способности (с допустимым увеличением вертикальной составляющей скорости приземления);
- с полной потерей несущей способности.

Очевидно, что разрушение парашюта без потери его несущей способности возможно только в том случае, если при этом не происходит существенной перестройки аэродинамической картины течений под куполом и вне его, обеспечивающих нормальный процесс раскрытия парашюта.

Полная потеря несущей способности возможна только при существенной качественной и количественной перестройке аэродинамической картины течений под куполом и вне его, кардинально меняющей аэродинамику процесса раскрытия парашюта.

Это происходит за счёт разрушений купола и появления новых течений через разрушенные части купола, нарушающих аэродинамику процесса раскрытия, что приводит к ненаполнению купола из-за уменьшения или полного подавления сил и моментов, работающих на раскрытие.

Разрушение парашютов на малых числах N на больших фазах процесса наполнения можно объяснить следующим образом.

Уравнение движения системы груз-парашют (как материальной точки) при наполнении парашюта на вертикальной траектории имеет вид:

$$m \frac{dV}{dt} = G - Q,$$

где $m = m_r + m_{\Pi}$ – масса системы груз-парашют, кг; V – скорость центра масс системы, м/с; t – время, с; $G = G_r + G_{\Pi}$ – сила тяжести системы груз-парашют, Н; $Q = Q_r + Q_{\Pi}$ – сила сопротивления системы груз-парашют, Н.

Отсюда:

$$V(t) = gt - \frac{1}{m} \int_0^t Q dt.$$

С увеличением массы m возрастает скорость к концу наполнения (и следовательно, скоростной напор, воздействующий на купол на конечных фазах процесса наполнения).

Воздействуя на более ослабленные элементы конструкции купола вблизи кромки, скоростной напор разрушает купол на больших фазах процесса раскрытия.

Отметим, что максимальная аэродинамическая нагрузка R_{\max} при разрушениях на малых числах F_r реализуется на малых фазах ($\varnothing = 0,08 - 0,12$), а при разрушении на малых числах N реализуется на больших фазах ($\varnothing = 0,3 - 0,5$).

Особенности проектирования ПС и оценки их прочности

Обычно проектирование парашютной системы начинается с выполнения условия обеспечения потребной посадочной скорости, величина которой определяет полную надёжность системы объект-парашют.

Посадочная скорость определяет площадь купола парашюта, а вместе с этим, используя опыт проектирования конструкций-аналогов, фактически и конструкцию парашюта со всем её силовым набором (материалом основы, радиальным и кольцевым каркасами купола, стропной системой, звеньями и др.).

Таким образом, после проектирования уже может быть заранее известна номинальная несущая способность P_n конструкции парашюта по наиболее опасному сечению, определяемая характеристикой материалов по техническим условиям.

Естественно, что в процессе эксплуатации несущая способность парашюта неизбежно начинает уменьшаться за счёт воздействия различных внешних и внутренних

факторов и к моменту истечения гарантийного ресурса прочность конструкции должна оказаться равной, как минимум, её расчётной несущей способности P_p .

Связь между величинами P_p и P_n устанавливается с помощью коэффициента потери прочности K_{np} : $P_p = K_{np} P_n$, где $0,8 \leq K_{np} \leq 1$.

Коэффициент потери прочности интегрально учитывает возможную потерю прочности от ожигаемости элементов конструкции, возможные тепловые удары от трения в процессе вытягивания ПС из упаковки, работу концентраторов напряжения, несимметричность и неодновременность включения в работу и нагружения элементов конструкции, влияние светопогоды, старение элементов конструкции и др.

Таким образом, оценка номинальной прочности парашюта при доведении его до разрушения заключается в обеспечении такого испытательного режима, задаваемого четвёркой параметров q, H, θ, t , при которых нагрузка, фиксируемая тензодатчиком, установленным в коуше парашюта, примерно станет равной разрушающей.

При испытании нового парашюта, учитывая закон распределения случайной величины номинальной несущей способности P_n , могут быть реализованы следующие случаи:

– разрушающая парашют нагрузка $R_{\max}^{разр}$ (потеря несущей способности парашюта) на предельных эксплуатационных режимах и условиях оказалась больше математического ожидания номинальной несущей способности P_n ;

– разрушающая парашют нагрузка $R_{\max}^{разр}$ (потеря несущей способности парашюта) на предельных эксплуатационных режимах и условиях оказалась меньше математического ожидания номинальной несущей способности P_n .

В первом случае вопросов к надёжности по несущей способности парашюта не возникает. Однако возникает проблемный вопрос: по какому параметру (или комбинации параметров) и с каким шагом следует снижать ужесточение для того, чтобы определить, где и когда парашют уже перестанет разрушаться?

Учитывая, что лётный эксперимент является весьма дорогостоящим видом испытаний, ставится задача минимизации количества итераций для выхода в требуемую точку по разрушающей нагрузке и несущей способности – задача, решаемая методами экспериментальной оптимизации и стохастической аппроксимации.

Во втором случае, учитывая случайный характер распределения величин $R_{\max}^{разр}$ и P_n , возникают вопросы: насколько величина $R_{\max}^{разр}$ оказалась меньше величины математического ожидания P_n и что явилось причиной того, что парашют разрушился при нагрузках меньших, чем несущая способность парашюта?

Поиск этих причин нужно начинать с анализа режимов и начальных условий лётного эксперимента. Далее проводится детальный анализ ведомости дефектации изделия с привлечением видеogramм, данных внешнетраекторных и бортовых измерений с тем, чтобы построить и представить себе полную картину динамики катастрофического, лавинообразного процесса разрушения конструкции парашюта, установить причину и принять все необходимые меры для её устранения.

Это один из важнейших проблемных вопросов оценки прочности конструкции ПС, решение которого возможно только совместными усилиями конструкторов и испытателей.

После проведения испытаний на прочность следующим этапом является проведение граничных испытаний.

Граничные испытания – испытания, проводимые для определения зависимостей между предельно допустимыми значениями параметров объекта и режимом эксплуатации [2].

В рассматриваемом случае предельно допустимым значением параметра объекта является номинальная несущая способность P_n парашюта. Под режимом эксплуатации понимается набор параметров q , H , θ , m , определённых для области эксплуатационных режимов.

Основным проблемным вопросом здесь является определение не только уравнения регрессии тренда, но также оценка величины дисперсии и её изменения вдоль тренда для разрушающей нагрузки и несущей способности в условиях интенсивного шума ошибок лётного эксперимента.

Решение этой задачи возможно только путём выявления и подавления составляющих гармоник шума лётного эксперимента, что является как задачей практического гармонического анализа, так и самостоятельной научной задачей, требующей ещё своего разрешения.

Важным является определение закона распределения случайной величины несущей способности парашюта вдоль оси аэродинамической нагрузки парашюта в процессе его наполнения, регистрируемой тензодатчиком, установленным в коуше парашюта.

Экспериментально пока удалось только показать, что закон распределения случайной величины несущей способности парашюта имеет явную асимметрию с центром распределения в точке номинальной несущей способности (определяемой характеристиками материалов, заданных по техническим условиям), крутым склоном правее этой точки и достаточно пологим склоном в сторону меньших аэродинамических нагрузок слева от неё.

Заключение

Приведём некоторые практические рекомендации при подготовке и проведении лётных испытаний на прочность путём доведения парашютной системы до разрушения.

1. Необходимо учитывать дисперсию времени наполнения испытываемой ПС: $t_n = M \{t_n\} + 3s_n$ и, с учётом этого, увеличивать время на её функционирование.

Невыполнение этого условия может привести к незачётности эксперимента, особенно при испытаниях на малых числах N , т.к. испытываемая ПС может отделиться раньше от весового макета, чем купол выйдет в фазу своего разрушения.

2. На малых числах F_r (на больших скоростных напорах) необходимо обеспечивать достаточно эффективную подвязку строп в сотах и купола в камере.

Невыполнение этого условия из-за больших инерционных ускорений может приводить к одновременному вываливанию комом купола и строп из камеры и к нештатному, по ударной схеме (если ввод был предусмотрен по безударной), введению парашюта в действие.

3. При испытаниях на разрушение на малых числах F_r (на больших скоростных напорах) и выборе испытательных режимов необходимо учитывать, что скорость введения ПС в действие, обеспечивающая разрушающий парашют скоростной напор, может быть близка или даже превышать критическую скорость наполнения $V_{ок}$. Это может привести к ненаполнению купола и незачётности лётного эксперимента.

4. Для стабилизации величины несущей способности парашюта на уровне или выше его расчётной несущей способности необходимо обеспечить симметричное формирование контура кромки входного отверстия купола парашюта в процессе его

раскрытия. Это достигается тщательной укладкой кромки, специальной симметричной группировкой строп и комплексом других мероприятий.

Для того, чтобы разрушить парашют на режимах значительно более слабых, чем режимы, реализующие номинальную несущую способность P_n , необходимо искусственно обеспечить асимметрию формообразования контура кромки входного отверстия. Это достигается специальными приёмами при укладке кромки купола, специальной асимметричной группировкой строп и другими мероприятиями.

Библиографический список

1. Стандарт предприятия СТП 604.20-78. Системы парашютные. Термины, обозначения и определения. Феодосия: ФФ НИИ АУ, 1978. 25 с.
2. ГОСТ 16504-81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1981. 24 с.
3. Иванов П.И. Лётные испытания парашютных систем. Феодосия: Гранд-С, 2001. 332 с.

PROBLEMATIC ISSUES OF ASSESSING THE STRENGTH OF AXISYMMETRIC PARACHUTE SYSTEMS BY CONDUCTING BREAKDOWN TESTS IN FLIGHT EXPERIMENTS

© 2018

- | | |
|-------------------------|--|
| P. I. Ivanov | Doctor of Science (Engineering), Professor, Lead Flight-Test Specialist;
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;
niaus@mail.ru |
| S. M. Kurinnyy | Principal Flight-Test Engineer;
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;
niaus@mail.ru |
| M. M. Krivorotov | Flight-Test Engineer;
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;
niaus@mail.ru |
| G. V. Shmerova | Design Engineer;
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;
niaus@mail.ru |

The article deals with problematic issues of assessing the strength of axisymmetric parachute systems in flight tests. One of the main tasks in preparing for flight tests is the choice of conditions for carrying out an experiment. Variants of parachute system breakdown tests are considered. Loads occurring in parachute system inflation are analyzed. The specific character and peculiarities of parachute damages and failures are presented in the article. The problem of parachute system destruction under breaking loads considerably smaller than the parachute load bearing capacity is posed. We propose to use methods of experimental optimization and stochastic approximation to reduce the number of experiments. The conclusion is drawn on possible ways of solving the problem of assessing the breaking load and load bearing capacity obtained in assessing the strength of parachute systems in a flight experiment.

Parachute system; tests; strength; load bearing capacity; modes.

Citation: Ivanov P.I., Kurinnyy S.M., Krivorotov M.M., Shmerova G.V. Problematic issues of assessing the strength of axisymmetric parachute systems by conducting breakdown tests in flight experiments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 91-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99

References

1. Standard of the enterprise STP 604.20-78. Parachute systems. Terms, designations and definitions. Feodosiya: FF NII AU Publ., 1978. 25 p. (In Russ.)
2. GOST 16504-81. The state system of testing products. Product test and quality inspection. General terms and definitions. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 24 p. (In Russ.)
3. Ivanov P.I. *Letnye ispytaniya parashyutnykh system* [Flight tests of parachute systems]. Feodosia: Grand-S Publ., 2001. 332 p.

МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОГО МАКЕТА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д»

©2018

- А. А. Иголкин** доктор технических наук, доцент, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; igolkin97@gmail.com
- А. И. Сафин** кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; artursafin1988@gmail.com
- А. Г. Филипов** инженер-конструктор 1 категории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара; csdb@samspace.ru

Приведены результаты экспериментального определения динамического поведения малого космического аппарата (МКА) «АИСТ-2Д». Проведено сравнение полученных экспериментальным путём модальных характеристик (собственных форм и частот) с расчётными модальными характеристиками конечно-элементной модели объекта. Экспериментальное определение собственных форм и частот проводилось с помощью метода сканирующей лазерной виброметрии, расчётный модальный анализ – методом конечных элементов с использованием пакета конечно-элементного анализа MSC Patran/Nastran. Сформулированы цели и задачи, приведено описание основных этапов модального анализа. Для получения достоверных нагрузок, действующих на элементы космических аппаратов, требуется уточнение их конечно-элементных моделей. В процессе испытаний выделены целевые резонансные частоты колебаний объекта испытаний в диапазоне от 5 до 130 Гц, так как в этом диапазоне находятся интересующие первые тона конструкции. Так как МКА имеет большое количество неопределённостей в жесткостных параметрах элементов конструкции, погрешность определения собственных частот на первой стадии исследования доходила до 45,75%, что подтверждает необходимость проведения модальных испытаний. Полученные в результате проведения работ динамические характеристики элементов конструкции МКА позволят создавать более точные динамические модели на этапе проектирования, что повысит точность расчётов нагружения.

Малый космический аппарат; динамическая модель; модальный анализ; конечно-элементная модель; амплитудно-частотная характеристика, верификация.

Цитирование: Иголкин А.А., Сафин А.И., Филипов А.Г. Модальный анализ динамического макета малого космического аппарата «АИСТ-2Д» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 100-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-100-108

Введение

Малый космический аппарат «АИСТ-2Д» создан для дистанционного зондирования Земли, научных экспериментов, а также для отработки и сертификации целевой, научной аппаратуры, обеспечивающих систем и их программного обеспечения в целях дальнейшего использования в перспективных разработках АО «РКЦ «Прогресс» и совершенствования подготовки специалистов для космической отрасли. МКА «АИСТ-2Д» был выведен на орбиту 28 апреля 2016 года [1].

Модальный анализ элементов аэрокосмической техники является частью комплексной программы наземной экспериментальной отработки перспективных образцов ракетно-космической техники.

Анализ мод колебаний на основе данных, полученных в результате испытаний, обеспечивает получение определённого описания реакции конструкции, которая может быть оценена в сравнении с проектной спецификацией. Анализ также позволяет получить модальную модель, которая позволяет определить влияние конструктивных модификаций или предсказать поведение конструкции при изменяющихся рабочих условиях.

Целью настоящей работы являлось получение экспериментальных и расчётных параметров динамического поведения объекта испытания для последующего сравнения и верификации (подтверждения) расчётной конечно-элементной динамической модели МКА «АИСТ-2Д».

Расчётный модальный анализ

Процедура экспериментального подтверждения (верификации) начинается с построения конечно-элементной модели (КЭМ) объекта испытаний (ОИ). В работе КЭМ и расчёты её собственных форм и частот (модальный анализ) выполнены с использованием программного комплекса MCS Patran / Nastran.

При пренебрежении демпфированием собственные частоты КЭМ с n степенями свободы описываются уравнением [2]:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = 0, \quad (1)$$

где $[K]$ и $[M]$ – матрицы жёсткости и масс; $\{\ddot{u}\}$ и $\{u\}$ – векторы ускорений и перемещений в узлах КЭМ.

Уравнение (1) имеет вещественное периодическое решение вида

$$\{u\} = \{u_0\} \cos \omega t \quad (2)$$

при выполнении условия

$$([K] - \omega^2 [M])\{u_0\} = 0. \quad (3)$$

Задача расчёта собственных форм и частот колебаний сводится к задаче о собственных значениях ω_k и векторах $\{u_0\}_k$, которые обращают в ноль определитель:

$$\det|[K] - \omega^2 [M]| = 0. \quad (4)$$

В результате расчётного модального анализа в диапазоне частот от 5 до 130 Гц получены АЧХ ОИ.

Модальные испытания

Модальным испытаниям подвергался динамический макет МКА, состав, конструкция и компоновка которого соответствуют лётному изделию опытно-технологического малого космического аппарата (ОТ МКА) «АИСТ-2Д» в комплектации, соответствующей лётным случаям эксплуатации. Вместо штатных приборов и агрегатов установлены технологические или габаритные массово-центровочные макеты (ГМЦМ), выполненные со штатными элементами и узлами крепления к корпусу, а так-

же штатными узлами подсоединения кабелей. В качестве оптико-электронной аппаратуры и узла крышки оптико-электронной аппаратуры использовались их ГМЦМ.

Предварительно перед испытаниями на штатных режимах определена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) объекта испытаний. Испытательная оснастка не должна оказывать влияние на динамические характеристики исследуемого ОИ в диапазоне частот до 130 Гц.

ОИ был закреплён на систему обезвешивания и установлен на вибростол. Датчик опорного сигнала, измеряющий виброускорение, крепился на подвижную часть катушки вибростола.

Было проведено 3 серии замеров сигналом «Whitenoise» последовательно в частотных диапазонах 5-70 и 70-130 Гц:

- 1) при возбуждении МКА вдоль горизонтальной оси Z ;
- 2) при возбуждении МКА вдоль вертикальной оси X ;
- 3) при возбуждении МКА вдоль горизонтальной оси Y .

В процессе испытаний выделены целевые резонансные частоты колебаний ОИ в диапазоне частот от 5 до 70 Гц, так как в рассматриваемом диапазоне частот находятся интересующие первые тона конструкции.

Проведена оценка нелинейности динамических откликов конструкции ОИ при воздействии возбуждающих сил различного уровня.

Данные были получены с помощью трёхкомпонентного лазерного вибрметра Polytec PSV-400-3D [3].

Результаты испытаний и сравнение с расчётными данными

Зависимость передаточной функции от частоты при возбуждении ОИ (в диапазоне от 5 до 70 Гц) вдоль горизонтальной оси Z представлена на рис. 1.

Зависимость фазы точки с максимальной амплитудой колебаний от частоты (в диапазоне от 5 до 70 Гц) при возбуждении ОИ вдоль горизонтальной оси Z представлена на рис. 2. На основе полученного спектра (рис.1) и зависимости фазы от частоты (рис. 2), можно сделать вывод о том, что при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z ОИ возбуждается нормально, установленное в макете оборудование не создаёт большого количества субгармоник. Поэтому принятая методика измерений подходит для определения мод ОИ.

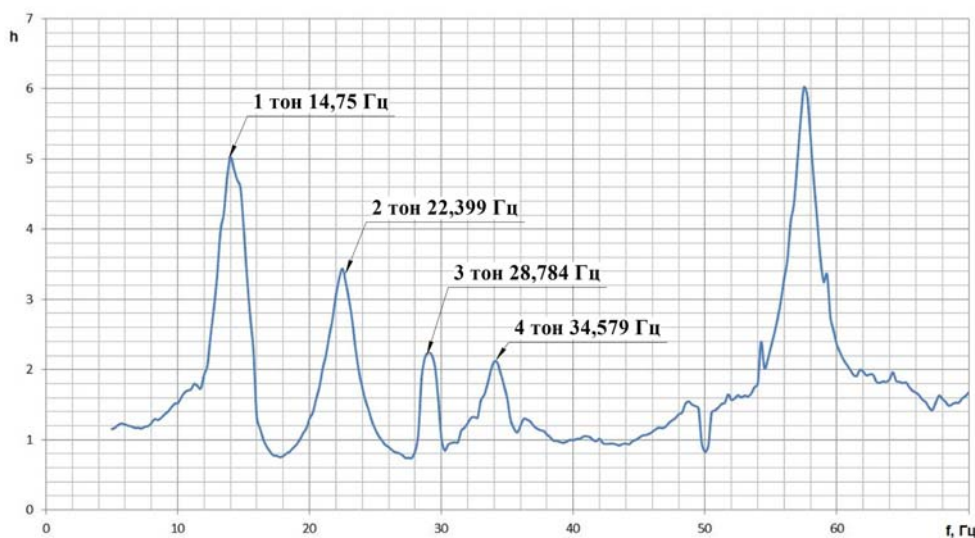


Рис. 1. Передаточная функция при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z

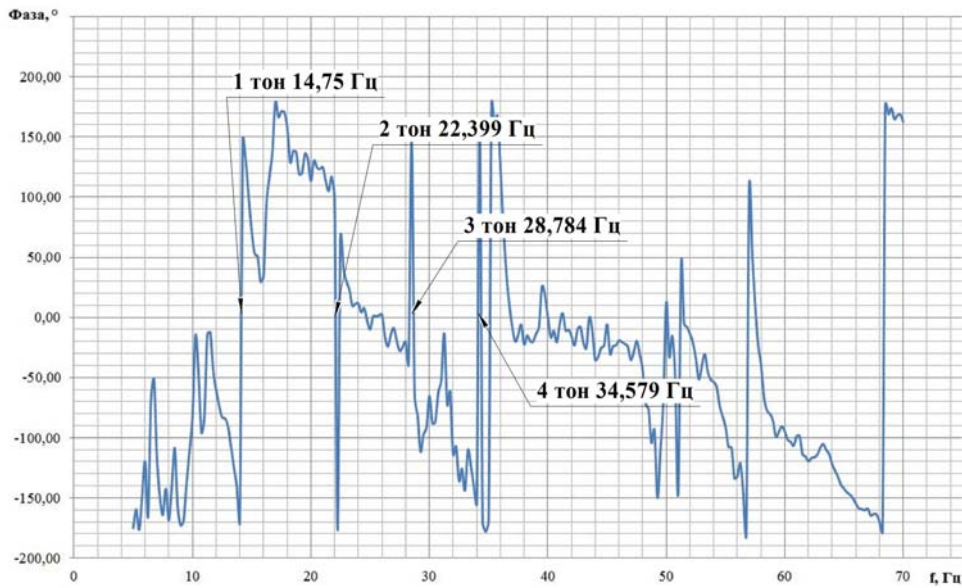


Рис. 2. Зависимость фазы от частоты при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z

Проведено сравнение расчётных и экспериментальных АЧХ при замерах в зонах 1, 2 и 3 (рис. 3). Для наглядности приведены первые пары форм колебаний при возбуждении ОИ вдоль горизонтальной оси Z (рис. 4). Результаты эксперимента наиболее близки к расчётным результатам при возбуждении ОИ вдоль горизонтальной оси Z в зоне 1 (рис. 5). В дальнейшем используются именно эти данные. В зонах 2, 3 (рис. 6, 7) результаты подвержены влиянию оснастки и поэтому велика погрешность.

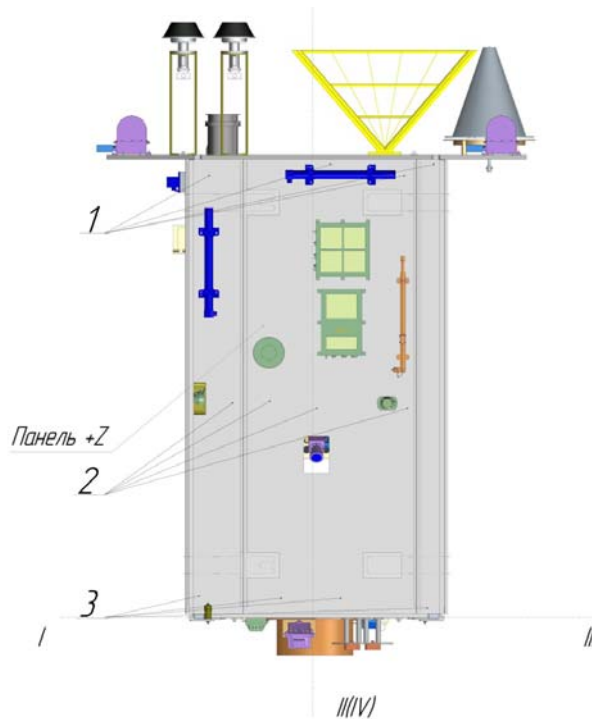


Рис. 3. Места замеров панели +Z по зонам

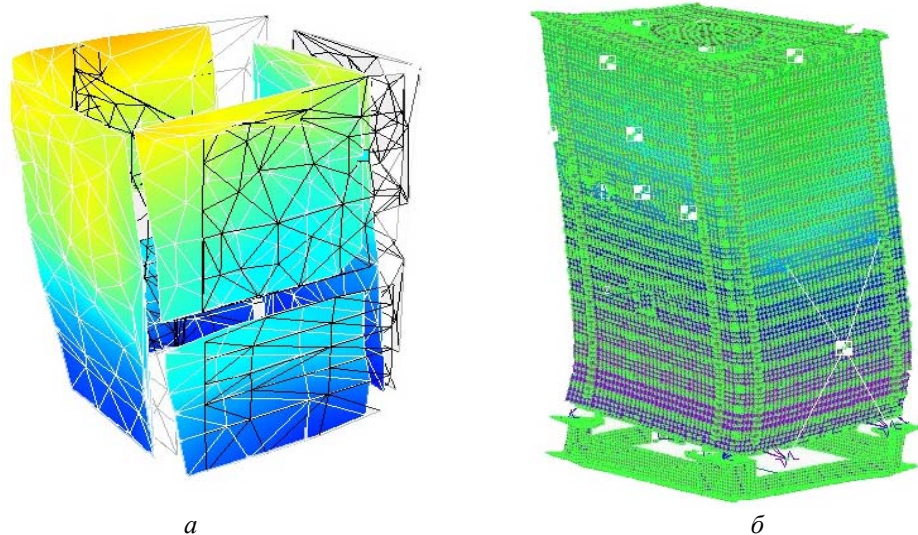


Рис. 4. Экспериментальная и расчётная формы колебаний МКА при первом тоне колебаний:
 а – экспериментальная первая форма при частоте 14,85 Гц;
 б – расчётная первая форма после коррекции при частоте 13,75 Гц

Выбраны тона, модальная эффективная масса которых превышает 10% от суммарной физической массы (момента инерции), то есть «основные» целевые моды. Как правило, только эти моды используются при верификации КЭМ [4]. В качестве примера, показывающего влияние подбора жесткостных характеристик элементов КЭМ, приведена табл. 1. Из неё видно, что подбором параметров можно обеспечить уменьшение погрешности для какой-то из мод. В моде 4 (с самой высокой погрешностью до корректировки) удалось достичь почти полного совпадения. Погрешность в других тонах неприемлема. В табл. 2 приведён подбор жесткостных параметров (КД – конструкторская документация).

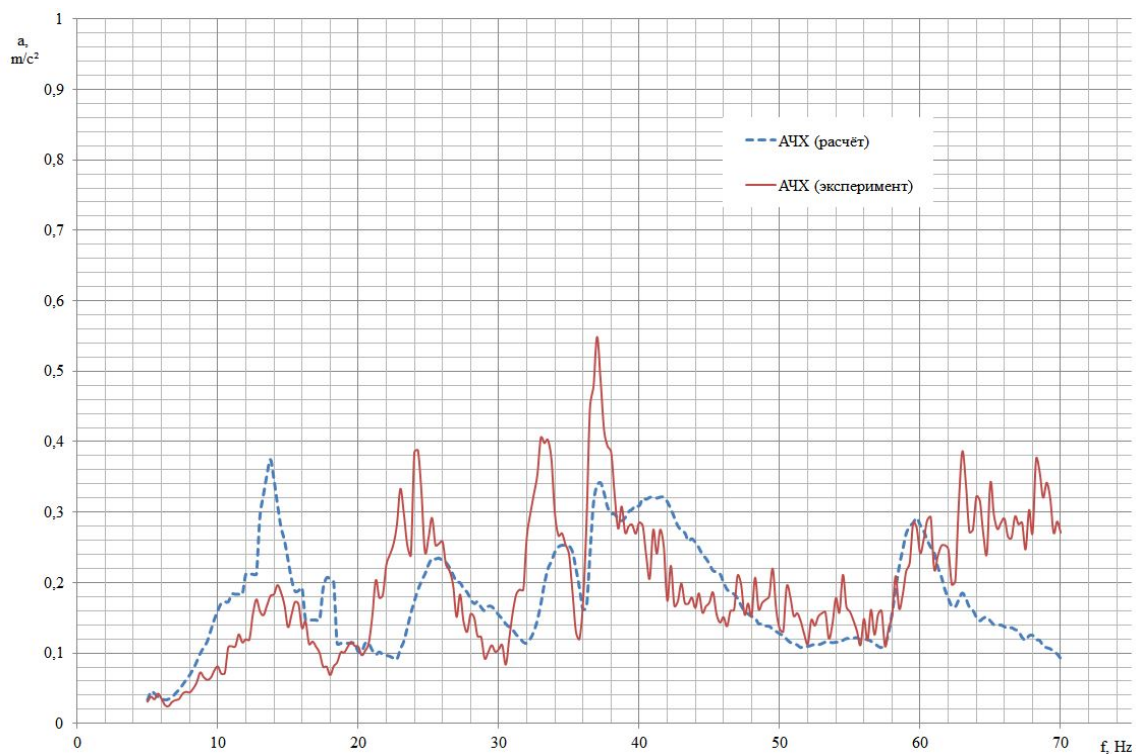


Рис. 5. Расчётная и экспериментальная АЧХ при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z в зоне I

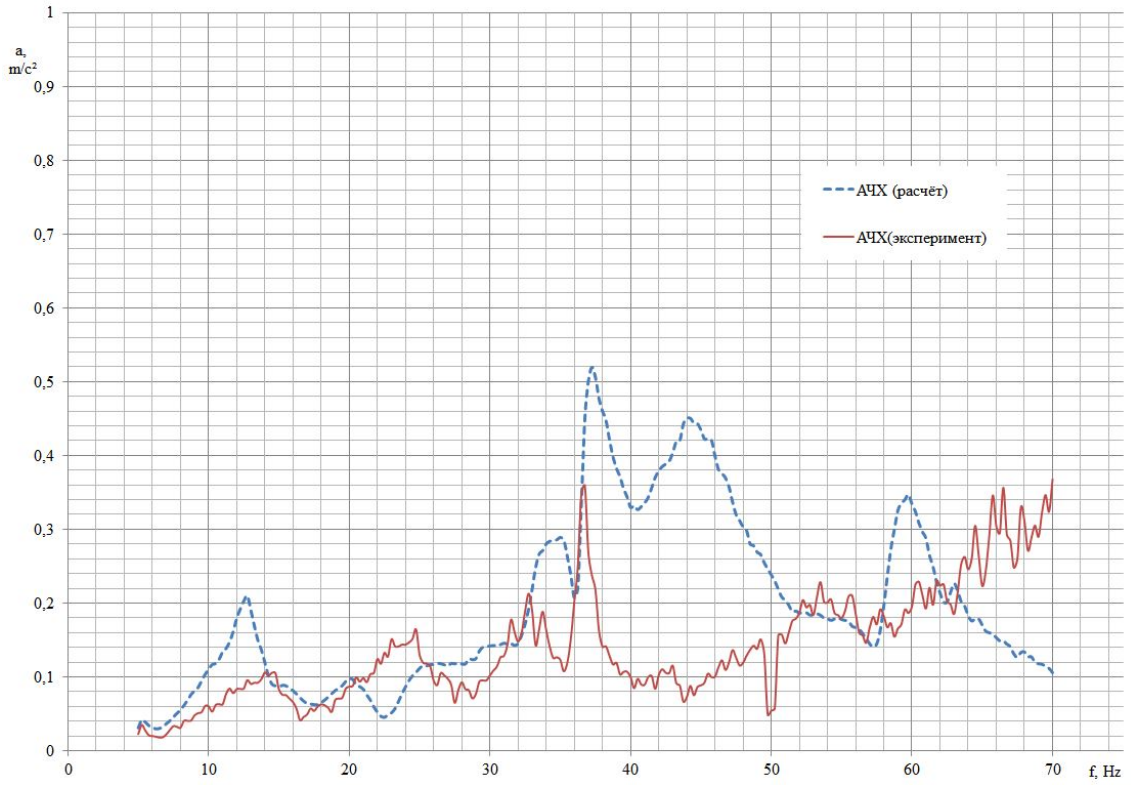


Рис. 6. Расчётная и экспериментальная АЧХ при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z в зоне 2



Рис. 7. Расчётная и экспериментальная АЧХ при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z в зоне 3

Таблица 1. Сравнение частот «основных» целевых мод в местах замеров в зоне 1

Номер моды	Расчётные частоты, Гц		Экспериментально определённые частоты, Гц	Погрешность, %	
	до коррекции	после коррекции		до коррекции	после коррекции
1	16,67	13,75	14,85	12,26	-7,41
2	17,11	18,76	22,399	-23,61	-16,25
3	30,91	26,25	28,784	7,39	-8,8
4	50,4	34,75	34,579	45,75	0,49

Таблица 2. Подбор жесткостных характеристик элементов конструкции

Параметр	Кронштейны из алюминиевого сплава		Рама из алюминиевого сплава		Сотовые панели из алюминиевого сплава	
	E , кг/см ²	G , кг/см ²	E , кг/см ²	G , кг/см ²	E , кг/см ²	G , кг/см ²
Значения до корректировки (по КД)	$7,1 \times 10^{10}$	$2,73 \times 10^{10}$	7×10^{10}	$2,69 \times 10^{10}$	$7,1 \times 10^{10}$	$2,73 \times 10^{10}$
Значения после корректировки	$1,85 \times 10^{10}$	$1,5 \times 10^{10}$	$9,3 \times 10^9$	$8,5 \times 10^9$	$6,1 \times 10^{10}$	$9,8 \times 10^9$

Погрешность определения собственных частот на первой стадии исследования доходила до 45,75% (табл. 1), так как ОИ имеет неопределённости в значениях ряда параметров. Например, обязательной верификации требуют толщины оболочек и другие параметры конструкции, физические свойства материалов (модули упругости, модули сдвига и т.д.), допущения в части выбранного типа механических связей между элементами конструкции и линейность этих связей [4]. Это подтверждает необходимость проведения модальных испытаний.

Выполненный предварительный коррекционный анализ и последующее уточнение жесткостных параметров некоторых элементов конструкции позволили снизить погрешности определения частот. Однако результаты на данном этапе верификации далеки от уровней, заданных в работах [5–7].

Заключение

Полученные в результате проведения работ динамические характеристики элементов конструкции МКА позволят в дальнейшем создавать на этапе проектирования более точные динамические модели, что повысит точность расчётов нагружения.

Библиографический список

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: Самарский научный центр РАН, 2017. 324 с.

2. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания. М.: Новатест, 2010. 319 с.

3. Иголкин А.А., Сафин А.И., Макарьянц Г.М., Крючков А.Н., Шахматов Е.В. Бесконтактная регистрация и анализ вибрации изделий машиностроения с помощью трёхкомпонентного лазерного виброметра // Прикладная физика. 2013. № 4. С. 49-53.

4. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 86-91.

5. Пересыпкин К.В., Кожиченкова М.С. Формирование облика усиления размеростабильной платформы с помощью численной оптимизации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 4 (42). С. 223-230.

6. Department of Defence handbook MIL-HDBK-340A. Test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. Department of Defence, 1999. 245 p.

7. Standard: ECSS - E-ST-32-11C. Modal survey assessment. Noordwijk, 2008.

MODAL ANALYSIS OF THE DYNAMIC MOCKUP OF “AIST-2D” SMALL SPACECRAFT

©2018

- A. A. Igolkin** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Professor, Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; igolkin97@gmail.com
- A. I. Safin** Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; artursafin1988@gmail.com
- A. G. Filipov** Design Engineer; Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation; csdb@samspace.ru

The article describes a methodology of experimental determination of dynamic behavior of rocket and space equipment, using the example of AIST-2D small spacecraft. Experimentally obtained modal characteristics (natural modes and frequencies) are compared with modal characteristics calculated for the said spacecraft using a finite element model (FEM). The natural modes and frequencies of the spacecraft were experimentally obtained using scanning laser vibrometry; the modal analysis was performed using finite elements and the MSC. Patran / Nastran FEM package. The objectives and tasks are formulated; the main stages of modal analysis are described. It is necessary to update the finite-element models of spacecraft parts to obtain precise loads applied to such parts. During the tests target resonance frequencies of the test object were obtained for the 5-130 Hz range, as this range contains the first modes of the structure. Since the spacecraft is characterized by many uncertainties in stiffness parameters, the error of determining own frequencies was as high as 45.75% at the first stage of the research, which confirms the necessity of carrying out modal analysis. Dynamic characteristics of spacecraft structural elements obtained during the research will allow creating more precise and reliable spacecraft dynamic models at the design stage; this, in its turn, will improve precision of load calculations and reliability of the spacecraft in general.

Modal analysis; spacecraft; dynamic model; finite element model; amplitude-frequency characteristic; verification.

Citation: Igolkin A.A., Safin A.I., Filipov A.G. Modal analysis of the dynamic mockup of “AIST-2D” small spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 100-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-100-108

References

1. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Baklanov A.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Tkachenko I.S., Goryachkin O.V. *Opytno-tekhnologicheskiiy malyy kosmicheskiy apparat «AIST-2D»* [The pilot technology small satellite “Aist-2D”]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2017. 324 p.
2. Heylen W., Lammens S., Sas P. *Modal analysis theory and testing*. Heverlee: Universiteit Leuven, 1997. 340 p.
3. Igolkin A.A., Safin A.I., Makaryants G.M., Kruchkov A.N., Shakhmatov E.V. Non-contact registration and analysis of the product machine vibration with a three-component laser scanner. *Applied Physics*. 2013. No. 4. P. 49-53. (In Russ.)
4. Mezhin V.S., Obukhov V.V. The practice of using modal tests to verify finite element models of rocket and space hardware. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 1 (4). P. 86-91. (In Russ.)
5. Peresypkin K.V., Kozhichenkova M.S. Forming the conceptual structure of a dimensionally stable platform by numerical optimization. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 4 (42). P. 223-230. (In Russ.)
6. Department of Defence handbook MIL-HDBK-340A. Test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. Department of Defence, 1999. 245 p.
7. Standard: ECSS - E-ST-32-11C. Modal survey assessment. Noordwijk, 2008.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИМПЕДАНСА КРУПНОГАБАРИТНОЙ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕЙ КОНСТРУКЦИИ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЗВУКА В КАНАЛЕ С ЗАДАННЫМ АЗИМУТАЛЬНЫМ МОДАЛЬНЫМ СОСТАВОМ

© 2018

И. А. Корин младший научный сотрудник лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
korinvanj@mail.ru

В. В. Пальчиковский старший преподаватель кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
vvpal@pstu.ru

В. В. Павлоградский кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы»;
Пермский национальный исследовательский политехнический университет;
rkt@pstu.ru

На основе численного моделирования проведено исследование определения импеданса крупногабаритной звукопоглощающей конструкции (ЗПК) при наличии вращающихся акустических мод в канале. Первый этап исследований состоял в отработке метода извлечения импеданса на простой модели цилиндра при установке микрофонов вне секции ЗПК. Натурный эксперимент был заменён численным моделированием распространения заданного азимутального состава шума в цилиндрическом канале с импедансной стенкой, импеданс которой известен (прямая задача). В результате решения прямой задачи определены значения акустических давлений в тех точках, где будут устанавливаться микрофоны при реализации натурального эксперимента. Полученные результаты использованы для решения обратной задачи – нахождения исходного импеданса. Решение обратной задачи с использованием процедуры поиска импеданса на основе минимизации функционала расхождения акустических давлений прямой и обратной задачи показало хорошую точность нахождения импеданса. Также было определено, что точность извлечения импеданса практически не меняется в зависимости от угла установки линейного массива микрофонов. Второй этап исследований состоял в применении отработанной методики к модели натурной установки испытаний крупногабаритных ЗПК. При определенном качестве конечно-элементной сетки была достигнута приемлемая точность нахождения импеданса. Также проверено, что в целях экономии расчётного времени для некоторых мод импеданс можно извлекать с приемлемой точностью в осесимметричной постановке. Тем самым определена возможность использования предложенного подхода на основе численного моделирования для извлечения импеданса крупногабаритной ЗПК.

Аэроакустика; авиационный двигатель; шум вентилятора; модальный состав шума; звукопоглощающие конструкции; импеданс; численное моделирование; метод конечных элементов.

Цитирование: Корин И.А., Пальчиковский В.В., Павлоградский В.В. Определение импеданса крупногабаритной звукопоглощающей конструкции на основе численного моделирования распространения звука в канале с заданным азимутальным модальным составом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 109-121. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-109-121

Введение

Шум самолёта оказывает сильное негативное влияние на окружающую среду и население и поэтому соответствие современным и перспективным международным нормам по шуму на местности является одним из ключевых вопросов в оценке его конкурентоспособности. Ранжирование источников шума современного самолёта показы-

вает, что на режиме взлёта и посадки значительный вклад в общий уровень шума самолета вносит вентилятор авиационного двигателя (АД) [1; 2]. Для снижения этого шума каналы АД облицовывают резонансными звукопоглощающими конструкциями, основной характеристикой которых является акустический импеданс.

Эффективность воздействия импеданса на снижение шума зависит от модального состава звукового поля, распространяющегося в канале. Поэтому спроектированная ЗПК должна иметь импеданс, наилучшим образом настроенный на гашение реального модального состава звука, генерируемого вентилятором АД. Модальный состав можно определить экспериментально, а эффективный импеданс для его гашения можно подобрать на основе численного моделирования [3].

Дальнейшим этапом в разработке ЗПК является выбор таких её геометрических характеристик, которые обеспечивали бы необходимый эффективный импеданс. Данная задача решается на основе применения полуэмпирических моделей, например, [4-6]. Поскольку полуэмпирические модели получают отчасти при упрощённом описании реальных акустических процессов, происходящих в канале и резонаторах ЗПК, то требуется проверка соответствия импеданса проектировочному значению. Для этого проводятся испытания образцов ЗПК на интерферометрах с нормальным и касательным падением волн [7-9], в том числе и при наличии потока. Одним из недостатков в этом случае является несоответствие между номером доминирующей моды, распространяющейся в канале интерферометра и в канале авиационного двигателя.

Чтобы обеспечить данное требование, необходимо проводить испытание в канале с реальными геометрическими параметрами и нужным способом генерации звука (учитывая, что натурная вентиляторная установка стоит дорого, генерация вращающихся мод может проводиться массивом динамиков). Перечисленные обстоятельства приводят к тому, что габариты экспериментальной установки становятся большими (1,5-2 м в диаметре и 3-4 м в длину (рис. 1) [10, 11]), а добавление в канал установки крупногабаритной ЗПК только увеличит её длину.



a



б

*Рис. 1. Примеры экспериментальных установок для исследования модального состава шума, распространяющегося в канале и излучаемого из него:
а – University of São Paulo [10]; б – Institute of Sound and Vibration Research [11]
(звук генерируется в канал 30 динамиками, находящимися в отдельном помещении и излучается из канала в заглушенной камере)*

Для предотвращения отражения излучаемого звука обратно в канал установки испытания необходимо проводить или на открытом воздухе, что ставит их в зависимость от погодных условий, или в специальной заглушенной камере необходимого свободного объёма (рис. 1, б), обеспечивающей размещение в ней габаритных тяжёлых установок. Подобная заглушенная установка ранее создана в Лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа ПНИПУ [12] и опробована в серии акустических экспериментов, связанных с измерением вращающихся мод в канале натурального воздухозаборника авиационного двигателя и при излучении из него [13; 14].

Также стоит отметить, что импеданс изготовленной полномасштабной габаритной ЗПК может отличаться от полученного при испытаниях образцов на интерферометрах по технологическим причинам: допуски на изготовление элементов конструкции, заливание клеем отверстий перфорации и полости резонаторов, попадание рёбер резонаторов на отверстия перфорации. Таким образом, важно уметь определять импеданс конечного изделия с целью проверки его на соответствие заложенному при проектировании значению. В данной работе предложен подход, позволяющий определить импеданс крупногабаритной ЗПК, установленной в канале с заданным распространяющимся азимутальным модальным составом.

Извлечение импеданса на основе тестовой модели

При исследованиях на интерферометре с потоком в последние годы большую популярность приобрёл подход извлечения импеданса, основанный на численном решении уравнений, описывающих распространение волн в канале с импедансной стенкой, и минимизации функционала Φ , который представляет собой сумму расхождений между расчётными и экспериментальными значениями акустических давлений в точках установки микрофонов на стенке канала [8; 15; 16]:

$$\Phi = \sum_{i=1}^n |p_i^c - p_i^e|, \quad (1)$$

где p_i^c – вычисленное значение акустического давления; p_i^e – значение акустического давления, взятое из эксперимента; n – число микрофонов. В качестве проектных параметров данной задачи оптимизации выступают действительная и мнимая части импеданса стенки канала. Импеданс стенки, соответствующий минимальному расхождению, принимается за искомый импеданс образца ЗПК. Сильной стороной данного подхода является возможность решения задачи для канала с любой геометрией. Отличительной особенностью при переносе данного метода на исследования крупногабаритной конструкции является отсутствие микрофонов напротив ЗПК и наличие распространяющихся азимутальных мод. Таким образом, целью первого этапа исследований являлась проверка возможности применения указанного подхода в данных условиях.

Для сокращения расчётного времени исследования проводились на модели цилиндрического канала диаметром 1 м и длиной 1,2 м, которую будем называть тестовой. Распространение акустических волн в этом случае можно описать уравнением Гельмгольца:

$$\frac{\partial^2 p}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 p}{\partial \theta^2} + \frac{\partial^2 p}{\partial z^2} + k^2 p = 0, \quad (2)$$

где p – акустическое давление; $k = 2\pi f / c$ – пространственное волновое число; f – линейная частота; c – скорость звука. Для решения данного уравнения применяются граничные условия, области задания которых представлены на рис. 2.

Для генерации моды (m, n) в плоскости 1 используется решение уравнения (2) в виде:

$$p(r, \theta, z) = A_{mn} J_m(\chi_{mn} r) \exp(im\theta + ia_{mn} z), \quad (3)$$

где m, n – номера азимутальной и радиальной моды соответственно; A_{mn} – амплитуда моды; J_m – функция Бесселя 1-го рода порядка m ; $\chi_{mn} = \mu_{mn} / R$ – радиальное волновое число; R – радиус цилиндрического канала; μ_{mn} – n -й корень характеристического уравнения $J'_m(\chi_{mn} R) = 0$; $\alpha_{mn} = \sqrt{k^2 - \chi_{mn}^2}$ – осевое волновое число; i – мнимая единица.

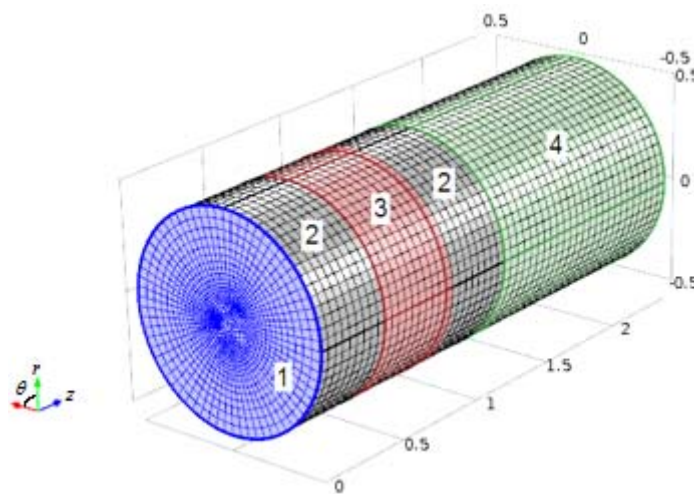


Рис. 2. Области применения граничных условий:

1 – плоскость генерации мод; 2 – жёсткая стенка (длина каждой области 0,4 м);
3 – импедансная стенка (длина 0,4 м); 4 – идеально согласованный слой (длина 1,2 м)

На жёстких стенках 2 акустическая скорость равна нулю и граничное условие имеет вид:

$$\frac{\partial p}{\partial r} = 0. \quad (4)$$

В качестве импедансного граничного условия на стенке 3 используется уравнение:

$$\frac{\partial p}{\partial r} - \frac{ikp}{Z} = 0, \quad (5)$$

где Z – импеданс ЗПК. На выходе из канала волны попадают в свободное поле, где распространяются без отражений. Данная особенность промоделирована с помощью идеально согласованного слоя [17; 18] (далее PML – Perfectly Matched Layer), для чего специально построена область 4.

При проведении данных исследований эксперимент отсутствовал, поэтому значения p_i^e в выражении (1) находились из решения уравнения Гельмгольца методом конечных элементов для канала с импедансной стенкой, значение которого известно (прямая задача). В качестве импедансных граничных условий использовались значения импедансов, характерных для 1-, 2- и 3-слойных сотовых ЗПК (табл. 1).

Значения акустического давления снимались вдоль линии с шагом 0,04 м в 9 точках до импедансной зоны 3 и в 9 точках после (рис. 3, а), что имитирует определение акустических давлений микрофонами в данных точках при реальном эксперименте. Далее решалась обратная задача – на основе минимизации функционала (1) методом по координатного спуска подбирался импеданс ЗПК. Расчёты выполнены на базе пакета конечно-элементного анализа COMSOL Multiphysics.

Для проведения расчётов была применена конечно-элементная сетка из гексаэдров с элементами второго порядка, построенная исходя из условия 20 узлов на длину волны. Количество степеней свободы составило 977 231. Номера мод подобраны так, чтобы все они были хорошо распространяющимися. Результаты решения прямой и обратной задачи для случая установки микрофонов на линии 1 (рис. 3, б) представлены в табл. 1.

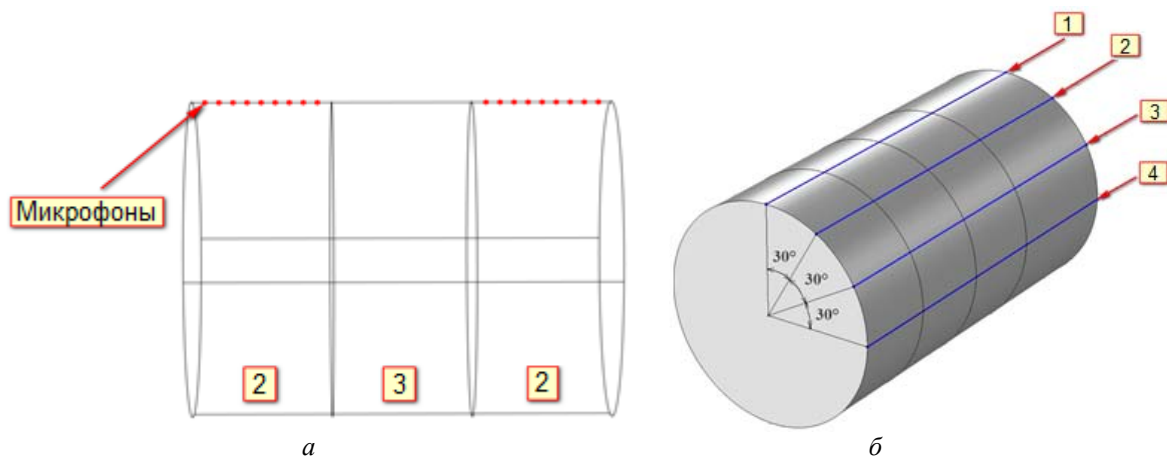


Рис. 3. Установка «микрофонов» в численном моделировании:
 а – положения «микрофонов» в линейном массиве;
 б – углы, под которыми устанавливались линейные массивы «микрофонов»

Таблица 1. Результаты извлечения импеданса при распространении в канале одной моды (линия 1, рис. 3, б)

Частота, Гц	Номер моды		Искомый импеданс		Найденный импеданс		Функционал, Па
	m	n	Real (Z)	Imag (Z)	Real (Z)	Imag (Z)	
1000	7	0	0,222	-2,287	0,2246	-2,2882	0,34548
1000	7	0	2,188	2,039	2,1910	2,0372	0,14120
2000	9	0	0,199	0,519	0,1995	0,5178	0,04882
2000	9	0	5,629	-5,574	5,6286	-5,5737	0,00144
2000	9	1	0,199	0,519	0,1995	0,5179	0,05272
2000	9	1	5,629	-5,574	5,6282	-5,5734	0,00212
3000	10	0	2,116	-0,694	2,1160	-0,6922	0,01770
3000	10	1	0,225	1,899	0,2235	1,9005	0,04138
3000	13	1	2,116	-0,694	2,1122	-0,6968	0,02270
3000	13	2	2,116	-0,694	2,1160	-0,6922	0,01130
3000	13	3	2,116	-0,694	2,1160	-0,6922	0,00137
3000	13	3	0,225	1,899	0,2237	1,8988	0,00074

Во всех рассмотренных случаях была получена высокая точность нахождения импеданса ЗПК, что видно по очень малой величине суммарного расхождения акусти-

ческих давлений на 18 микрофонах (колонка «Функционал» в табл. 1). По действительной части относительная ошибка нахождения импеданса составила не более 1,17%, по мнимой – не более 0,4%.

Прямая и обратная задачи также были решены для нескольких сочетаний азимутальных мод (табл. 2). Полученные результаты демонстрируют, что добавление в расчёт большего числа распространяющихся мод не ухудшило точность извлечения импеданса. Относительная ошибка по действительной части не превысила 0,28%, по мнимой – 0,54%.

Таблица 2. Результаты извлечения импеданса при распространении в канале нескольких мод (линия 1, рис. 3, б)

Частота, Гц	Номер моды						Искомый импеданс		Найденный импеданс		Функционал, Па
	m_1	n_1	m_2	n_2	m_3	n_3	Real (Z)	Imag(Z)	Real (Z)	Imag(Z)	
3000	8	0	13	1	–	–	2,116	-0,694	2,1122	-0,6968	0,022703
3000	8	0	13	1	–	–	0,9112	1,879	0,91172	1,8767	0,021344
3000	9	2	15	1	19	0	2,116	-0,694	2,1160	-0,69224	0,016484
3000	9	2	15	1	19	0	0,9112	1,879	0,90927	1,8771	0,053554

Кроме того, дополнительно была выполнена проверка точности извлечения импеданса в зависимости от угла установки линейного массива микрофонов (рис. 3, б). Расчёты подтвердили, что поворот линии установки микрофонов особо не влияет на точность извлечения импеданса.

Таким образом, на основании положительных результатов извлечения импеданса для тестовой модели предложенный подход был использован для извлечения импеданса крупногабаритной конструкции на основе полномасштабной модели установки испытаний крупногабаритных ЗПК.

Извлечение импеданса на основе модели установки испытаний крупногабаритных ЗПК

Установка для испытаний крупногабаритных ЗПК представляет собой цилиндрический канал диаметром 1,78 м, что соответствует размерам каналов реальных воздухозаборных устройств авиационных двигателей. Состав установки представлен на рис. 4.

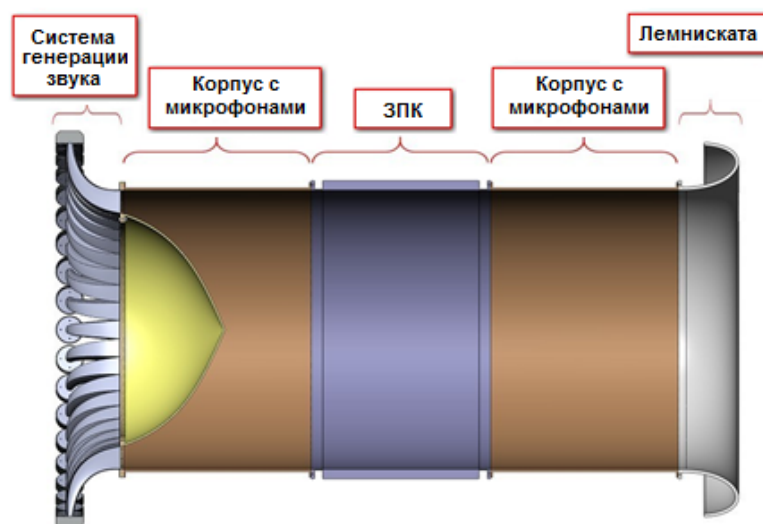


Рис. 4. Модель установки для испытаний крупногабаритных ЗПК

Общая длина установки составляет 4,5 м. В расчётах микрофоны устанавливаются в линию до и после секции ЗПК, число микрофонов и шаг между ними такие же, как и в тестовой задаче.

Система генерации звука состоит из 40 динамиков, состыкованных с 40 горнами. В расчётах использовалась только геометрия внутреннего канала горна, а для генерации звука вместо (3) использовалась плоская волна, задаваемая на поверхности стыковки динамика с горном. Комбинация вращающихся мод задавалась выражением:

$$p_j = \sum_m C_m \exp(im(j\Delta)),$$

где j – номер динамика; $\Delta = 2\pi / 40$ – угол между динамиками; C_m – амплитуда азимутальной моды с номером m ; \sum – суммирование по генерируемым модам.

Область корпуса с микрофонами и лемнискаты описывалась условием жёсткой стенки (4), область ЗПК описывалась условием импедансной стенки (5). На выходе из лемнискаты была построена область сферической формы со слоем PML, имитирующая распространение волн в свободном поле. Области задания граничных условий представлены на рис. 5.

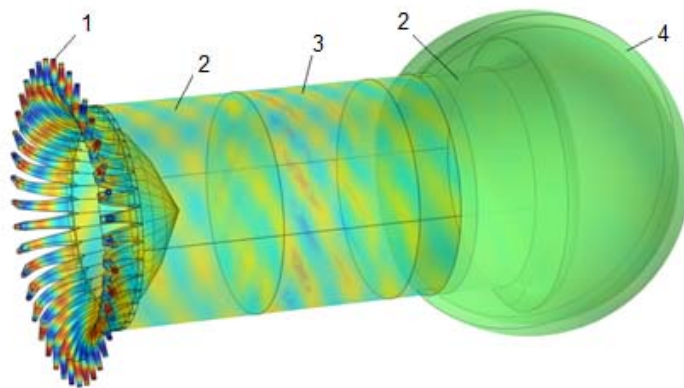


Рис. 5. Области применения граничных условий для установки испытаний крупногабаритных ЗПК:
 1 – плоскость генерации звукового давления; 2 – жёсткая стенка;
 3 – импедансная стенка; 4 – идеально согласованный слой (PML)

Прямая задача решалась на конечно-элементной сетке из тетраэдров с числом степеней свободы 6 366 086. Поскольку при решении обратной задачи приходится выполнять в среднем около 60-70 итераций, то для экономии вычислительного времени рассматривалось использование конечно-элементных сеток разной плотности. Результаты расчётов представлены в табл. 3.

Таблица 3. Результаты извлечения импеданса для модели установки испытаний крупногабаритных ЗПК

Частота, Гц	Номер азимутальной моды	Число степеней свободы в обратной задаче	Искомый импеданс		Найденный импеданс	
			Real (Z)	Imag(Z)	Real (Z)	Imag(Z)
1000	7	774 298	0,222	-2,287	0,2491	-2,1289
2000	9	774 298	0,199	0,519	0,4475	-3,9647
2000	9	1 607 427	0,199	0,519	0,4832	0,1667
2000	9	2 620 059	0,199	0,519	0,4095	0,4879
2000	9	5 826 350	0,199	0,519	0,2734	0,5017
3000	13	2 620 059	2,116	-0,694	3,2419	-4,2793
3000	13	5 826 350	2,116	-0,694	3,2419	-2,0812
3000	13	6 366 086	2,116	-0,694	2,1230	-0,7135

Из представленных результатов видно, что ожидаемо качество вычислительной сетки сказывается на точности извлечения импеданса – при более густой сетке получаем более точное приближение к искомому импедансу. Проведённые исследования также демонстрируют, что в конечном итоге возможно получение искомого значения импеданса при использовании вычислительной сетки с необходимой плотностью, что важно при замене прямого численного эксперимента натурным экспериментом.

Извлечение импеданса крупногабаритной ЗПК на основе осесимметричной модели

Поскольку решение задачи извлечения импеданса требует многих итераций, а конечно-элементная сетка полной модели имеет большое число степеней свободы, то расчёт потребует длительного времени и больших вычислительных ресурсов. В связи с этим была рассмотрена возможность извлечения импеданса для некоторых мод на модели сектора установки.

Чтобы корректно определить распространение мод в канале, угол сектора должен определяться следующим выражением:

$$\alpha_m = 2\pi / m .$$

Также можно проводить расчёт на секторе с углом, кратным α_m . В этом случае необходимо использовать периодические граничные условия (рис. 6). Чтобы такие условия правильно работали, поверхности сечения сектора с противоположных сторон должны соответствовать друг другу как по площади, так и по форме. Также важно совпадение значений акустического давления на границе генерации мод и этих плоскостей. Отсюда следует, что сечение сектора должно совпадать с линией соединения соседних горнов на установке. В рассматриваемом случае количество горнов равно 40. Следовательно при таких граничных условиях можно корректно смоделировать распространение только 0, 1, 2, 4, 5, 8, 10 и 20 моды.

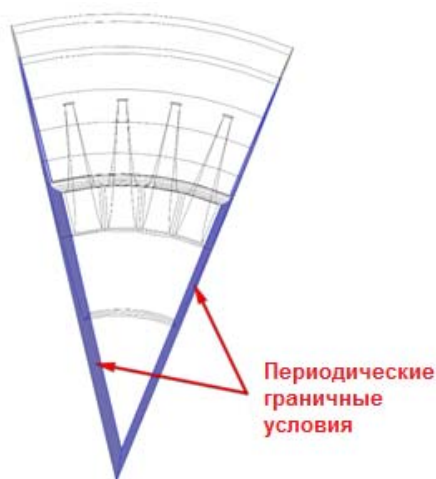


Рис. 6. Периодические граничные условия

На рис. 7 представлен пример распределения действительной части акустического давления в Па на частоте 1000 Гц для 8 моды, где значение импеданса в прямой задаче равно 2.116-0.694i.

Результаты расчётов для 8 и 10 моды представлены в табл. 3, 4. Здесь метод оптимизации КС означает покоординатный спуск, а НМ – метод Нелдера-Мида.

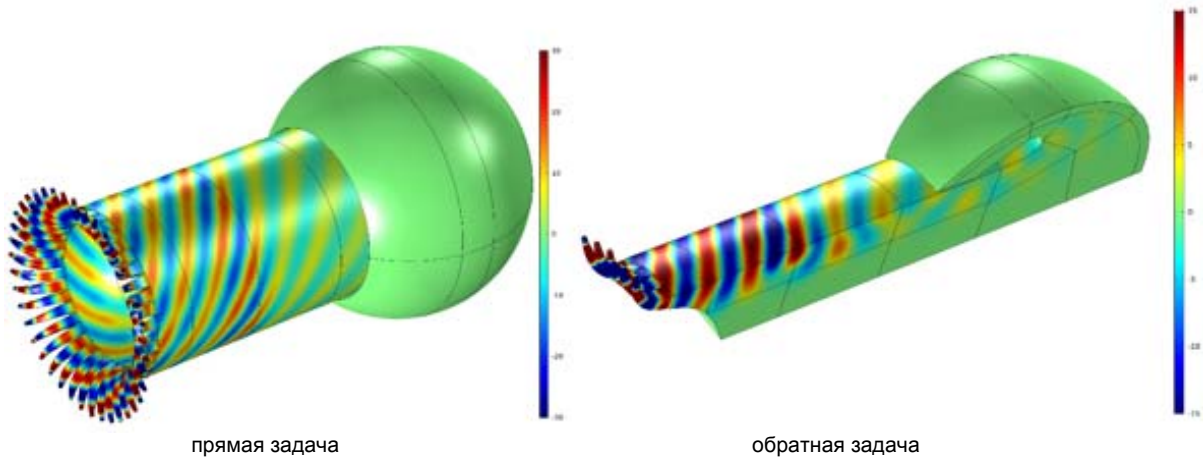


Рис. 7. Распределение действительной части акустического давления для моды 8

Таблица 3. Результаты расчётов для 8 моды

Частота, Гц	Метод оптимизации	Число степеней свободы		Заданный импеданс		Найденный импеданс		Время расчёта	Функционал, Па
		Сетка 1	Сетка 2	Re	Im	Re	Im		
1000	КС	6538289	830869	0,199	0,519	0,196	0,516	1 ч 38 мин	0,777
1000	НМ	6538289	830869	0,199	0,519	0,196	0,519	1 ч 15 мин	0,703
1000	КС	6538289	830869	2,116	-0,694	2,115	-0,696	1 ч 25 мин	0,085
1000	НМ	6538289	830869	2,116	-0,694	2,115	-0,693	1 ч 17 мин	0,072
1000	КС	9435035	2297186	0,199	0,519	0,197	0,52	7 ч 44 мин	0,584
1000	НМ	9435035	2297186	0,199	0,519	0,198	0,519	6 ч 13 мин	0,388
2000	КС	20842613	4809078	0,199	0,519	0,215	0,569	48 ч 1 мин	18,62

Таблица 4. Результаты расчётов для 10 моды

Частота, Гц	Метод оптимизации	Число степеней свободы		Заданный импеданс		Найденный импеданс		Время расчёта	Функционал, Па
		Сетка 1	Сетка 2	Re	Im	Re	Im		
1000	КС	6538289	820894	0,199	0,519	0,192	0,509	1 ч 11 мин	1,39
1000	НМ	6538289	820894	0,199	0,519	0,194	0,515	1 ч 7 мин	1,475
1000	КС	6538289	820894	2,116	-0,694	2,124	-0,688	1 ч 33 мин	1,483
1000	КС	6538289	820894	2,116	-0,694	2,122	-0,687	1 ч 21 мин	1,469
1000	КС	9435035	1843346	0,199	0,519	0,192	0,518	3 ч 42 мин	1,306
1000	НМ	9435035	1843346	0,199	0,519	0,189	0,514	3 ч 50 мин	1,069

Из табл. 3 видно, что при частоте распространения 2000 Гц расхождение функционала получается достаточно большим. Расчёт требует больших затрат по времени. Для улучшения качества расчёта была построена гексаэдральная сетка с плотностью 10 элементов на длину волны. Для сокращения времени прямой расчёт для высоких частот проводился на секторе, равном половине установки. Результаты расчётов представлены в табл. 5.

Таблица 5. Результаты расчётов для 8 моды на конечно-элементной сетке с большей плотностью

Частота, Гц	Метод оптимизации	Число степеней свободы		Заданный импеданс		Найденный импеданс		Время расчёта	Функционал, Па
		Сетка 1	Сетка 2	Re	Im	Re	Im		
2000	КС	10123385	2601241	0,199	0,519	0,199	0,497	11 ч 17 мин	3,691

Видно, что увеличение числа узлов расчётной сетки на длину волны ожидаемо повысило точность извлечения импеданса.

Заключение

Проведённые исследования позволяют сделать следующие выводы, которые полезны при переходе к реализации экспериментальной части работ по определению импеданса на установке испытаний крупногабаритных ЗПК.

Найденные в тестовой задаче значения импедансов хорошо согласуются с искомыми, что демонстрирует возможность применения рассмотренного подхода для извлечения импеданса крупногабаритной ЗПК.

Рассмотренный подход позволяет извлекать импеданс крупногабаритной ЗПК при установке линейных массивов микрофонов вне секции ЗПК. Точность извлечения импеданса не зависит от угла расположения линейного массива микрофонов. Это облегчает реализацию экспериментальных исследований крупногабаритной ЗПК.

При исследовании крупногабаритных ЗПК прямая вычислительная задача будет заменена получением данных об акустическом давлении на стенке канала посредством натурального эксперимента. Таким образом, увеличение точности приближения расчётных данных в обратной вычислительной задаче к эксперименту потребует применения конечно-элементных сеток высокой плотности и, соответственно, большого вычислительного времени. Поэтому вычислительную часть задачи рекомендуется реализовывать на кластерных системах. В случае отсутствия достаточной мощности вычислительных ресурсов рекомендуется параллельно с разработанным методом извлечения импеданса применять, например, метод определения импеданса конструкции с помощью портативного интерферометра.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Правительства РФ по договору № 14.Z50.31.0032.

Библиографический список

1. Leylekian L., Lebrun M., Lempereur P. An overview of aircraft noise reduction technologies // *Journal AerospaceLab*. 2014. Iss. 7. DOI: 10.12762/2014.AL07-01
2. Копьев В.Ф., Мунин А.Г., Остриков Н.Н. Проблемы создания перспективных магистральных самолётов, способных удовлетворять нормам ИКАО по шуму на местности // *Труды ЦАГИ*. 2014. Вып. 2739. С. 3-13.
3. Синер А.А. Методика выбора звукопоглощающих конструкций для турбомашин на основе математического моделирования. Дисс. ... канд. техн. наук. Пермь, 2010. 168 с.
4. Elnady T., Boden H. On the modeling of the acoustic impedance of perforates with flow // *AIAA Paper 2003-3304*.
5. Соболев А.Ф. Полуэмпирическая теория однослойных сотовых звукопоглощающих конструкций с лицевой перфорированной панелью // *Акустический журнал*. 2007. Т. 53, № 6. С. 861-872.
6. Yu J., Ruiz M., Kwan H.W. Validation of Goodrich perforate liner impedance model using NASA Langley test data // *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference)*. 2008. DOI: 10.2514/6.2008-2930
7. Федотов Е.С., Кустов О.Ю., Храмов И.В., Пальчиковский В.В. Сравнительный анализ акустических интерферометров на основе расчётно-экспериментальных исследований образцов звукопоглощающих конструкций // *Вестник Пермского националь-*

ного исследовательского политехнического университета. *Аэрокосмическая техника*. 2017. № 48. С. 89-103. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.09

8. Watson W.R., Jones M.G. A comparative study of four impedance eduction methodologies using several test liners // 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2274

9. Соболев А.Ф., Остриков Н.Н., Аношкин А.Н., Пальчиковский В.В., Бурдаков Р.В., Ипатов М.С., Остроумов М.Н., Яковец М.А. Сравнение импеданса звукопоглощающей конструкции, полученного по результатам измерений на двух различных установках с использованием малого числа микрофонов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. *Аэрокосмическая техника*. 2016. № 2 (45). С. 89-113. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.05

10. Caldas L.C., Herold G., Greco P.C., Vaccala L.A. In-duct rotating beamforming and mode detection of fan noise sources // 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2016. DOI: 10.2514/6.2016-3034

11. De Mercato L., Tester B.J., Holland K. Aft fan noise reduction with a lined afterbody // 14th International Congress on Sound and Vibration, ICSV 2007. 2007. V. 3. P. 2394-2401.

12. Копьев В.Ф., Пальчиковский В.В., Беляев И.В., Берсенев Ю.В., Макашов С.Ю., Храмцов И.В., Корин И.А., Сорокин Е.В., Кустов О.Ю. Создание заглушенной установки для аэроакустических экспериментов и исследование её акустических характеристик // *Акустический журнал*. 2017. Т. 63, № 1. С. 114-126. DOI: 10.7868/S032079191701004X

13. Берсенев Ю.В., Вискова Т.А., Беляев И.В., Пальчиковский В.В., Кустов О.Ю., Ершов В.В., Бурдаков Р.В. Применение метода плоского бимформинга к идентификации вращающихся звуковых мод // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. *Механика*. 2016. № 1. С. 26-38. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.1.02

14. Берсенев Ю.В., Вискова Т.А., Беляев И.В., Пальчиковский В.В., Бурдаков Р.В. Идентификация вращающихся звуковых мод в канале воздухозаборника авиационного двигателя с помощью кольцевой решетки микрофонов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. *Аэрокосмическая техника*. 2016. № 45. С. 114-132. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.06

15. Jones M.G., Parrott T.L., Watson W.R. Comparison of acoustic impedance eduction techniques for locally-reacting liners // 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. 2003. DOI: 10.2514/6.2003-3306

16. Bulbovich R.V., Pavlogradskiy V.V., Palchikovskiy V.V. The procedure of liner impedance eduction by finite element method // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2014.

17. Berenger J.P. A perfectly matched layer for the absorption of electromagnetic waves // *Journal of Computational Physics*. 1994. V. 114, Iss. 2. P. 185-200. DOI: 10.1006/jcph.1994.1159

18. Jing J. The finite element method in electromagnetics. John Wiley & Sons, 2002. 780 p.

DETERMINATION OF LARGE-SIZE LINER IMPEDANCE BASED ON NUMERICAL SIMULATION OF SOUND PROPAGATION IN A DUCT WITH SPECIFIED AZIMUTHAL MODAL STRUCTURE

© 2018

I. A. Korin Junior Research Fellow, Laboratory of Noise Generation Mechanisms and Modal Analysis,
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
korinvanj@mail.ru

V. V. Palchikovskiy Senior Lecturer, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
vvpal@pstu.ru

V. V. Pavlogradskiy Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems;
Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation;
rkt@pstu.ru

A study of determining impedance of a large-size sound-absorbing liner with azimuthal acoustic modes propagating in a duct was conducted on the basis of numerical simulation. The first stage of the study consisted in developing a method of impedance eduction on the basis of a simple cylinder model with microphones installed outside the sound-absorbing liner section. The full-scale experiment was replaced by numerical simulation of the propagation of a specified azimuthal noise structure in a cylindrical duct with known impedance wall (direct problem). As a result of solving the direct problem, the values of acoustic pressures are determined at those points where microphones are to be installed during the realization of the full-scale experiment. The results obtained are used to find the initial impedance value (inverse problem). The solution of the inverse problem using the procedure of minimizing the discrepancy between the acoustic pressures of the direct and inverse problems showed good accuracy of finding the impedance. It was also found that the accuracy of impedance eduction practically does not vary with the angle of installation of the linear array of microphones. The second stage of the study consisted in applying the developed approach to the model of a facility for testing large-size sound-absorbing liners. Acceptable accuracy of determining the impedance was achieved with certain quality of the finite element mesh. It has also been checked that, to save the computational time, for some acoustical modes acceptable accuracy of impedance eduction is possible in an axisymmetric statement. Thus, the possibility of using the proposed approach based on numerical simulation for the eduction of sound-absorbing liner impedance was confirmed.

Aeroacoustics; aircraft engine; fan noise; noise modal structure; sound-absorbing liners; impedance; numerical simulation; finite element method.

Citation: Korin I.A., Palchikovskiy V.V., Pavlogradskiy V.V. Determination of large-size liner impedance based on numerical simulation of sound propagation in a duct with specified azimuthal modal structure. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 109-121. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-109-121

References

1. Leylekian L., Lebrun M., Lempereur P. An overview of aircraft noise reduction technologies. *Journal Aerospace Lab*. 2014. Iss. 7. DOI: 10.12762/2014.AL07-01
2. Kop'ev V.F., Munin A.G., Ostrikov N.N. Problems of creating advanced medium-range aircraft capable of meeting ICAO environmental noise standards. *Trudy TsAGI*. 2014. Iss. 2739. P. 3-13. (In Russ.)
3. Siner A.A. *Metodika vybora zvukopogloshchayushchikh konstruktsiy dlya turbomashin na osnove matematicheskogo modelirovaniya. Diss. ... kand. tekhn. nauk* [Technique of choosing sound-absorbing liners for turbomachinery based on mathematical simulation]. Cand. Sci. (Eng.) Dissertation. Perm, 2010. 168 p.
4. Elnady T., Boden H. On the modeling of the acoustic impedance of perforates with flow. *AIAA Paper 2003-3304*.

5. Sobolev A.F. A semiempirical theory of a one-layer cellular sound-absorbing lining with a perforated face panel. *Acoustical Physics*. 2007. V. 53, Iss. 6. P. 762-771. DOI: 10.1134/S1063771007060164
6. Yu J., Ruiz M., Kwan H.W. Validation of Goodrich perforate liner impedance model using NASA Langley test data. *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference)*. 2008. DOI: 10.2514/6.2008-2930
7. Fedotov E.S., Kustov O.Yu., Khramtsov I.V., Palchikovskiy V.V. Comparative analysis of acoustical interferometers based on experiment-calculated research of sound-absorbing liner samples. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2017. No. 48. P. 89-103. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.48.09. (In Russ.)
8. Watson W.R., Jones M.G. A comparative study of four impedance reduction methodologies using several test liners. *19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2274
9. Sobolev A.F., Ostrikov N.N., Anoshkin A.N., Palchikovskiy V.V., Burdakov R.V., Ipatov M.S., Ostroumov M.N., Yakovets M.A. Comparison of liner impedance derived from the results of measurements at two different setups using a small number of microphones. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2016. No. 2 (45). P. 89-113. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.05. (In Russ.)
10. Caldas L.C., Herold G., Greco P.C., Baccala L.A. In-duct rotating beamforming and mode detection of fan noise sources. *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2016. DOI: 10.2514/6.2016-3034
11. De Mercato L., Tester B.J., Holland K. Aft fan noise reduction with a lined afterbody. *14th International Congress on Sound and Vibration, ICSV 2007*. 2007. V. 3. P. 2394-2401.
12. Kopiev V.F., Palchikovskiy V.V., Belyaev I.V., Bersenev Y.V., Makashov S.Yu., Khramtsov I.V., Korin I.A., Sorokin E.V., Kustov O.Yu. Construction of an anechoic chamber for aeroacoustic experiments and examination of its acoustic parameters. *Acoustical Physics*. 2017. V. 63, Iss. 1. P. 113-124. DOI: 10.1134/S1063771017010043
13. Bersenev Yu.V., Viskova T.A., Belyaev I.V., Palchikovskiy V.V., Kustov O.Yu., Ershov V.V., Burdakov R.V. Application of planar beamforming method to identification of spinning acoustic modes. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2016. No. 1. P. 26-38. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.1.02. (In Russ.)
14. Bersenev Yu.V., Viskova T.A., Belyaev I.V., Palchikovskiy V.V., Burdakov R.V. Identification of spinning acoustic modes in aeroengine inlet duct with circular microphone array. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2016. No. 45. P. 114-132. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.06 (In Russ.)
15. Jones M.G., Parrott T.L., Watson W.R. Comparison of acoustic impedance reduction techniques for locally-reacting liners. *9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit*. 2003. DOI: 10.2514/6.2003-3306
16. Bulbovich R.V., Pavlogradskiy V.V., Palchikovskiy V.V. The procedure of liner impedance reduction by finite element method. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. 2014.
17. Berenger J.P. A perfectly matched layer for the absorption of electromagnetic waves. *Journal of Computational Physics*. 1994. V. 114, Iss. 2. P. 185-200. DOI: 10.1006/jcph.1994.1159
18. Jing J. The finite element method in electromagnetics. John Wiley & Sons, 2002. 780 p.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ УЗЛОВ ТРЕНИЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ПУТЁМ НАНЕСЕНИЯ НАПЫЛЯЕМЫХ ПОКРЫТИЙ ИЗ КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИТОВ

© 2018

М. В. Силуянова доктор технических наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
dc2mati@yandex.ru

А. О. Фертиков магистрант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
alexfernikov@gmail.com

За счёт модификации рабочей поверхности изделий путём нанесения на неё защитных и функциональных покрытий можно существенным образом изменить механические, оптические, электрические, магнитные, тепловые и химические свойства исходного конструкционного материала, его реальную поверхность, получая изделия с защитными, например, антикоррозионными, износостойкими и прочими свойствами. Исследуется возможность усовершенствования узлов трения силовых установок летательных аппаратов путём нанесения напыляемых покрытий из наноструктурированных керамических композитов. В качестве прототипа узла трения взят тяжело нагруженный подшипник в составе редуктора привода винтовентилятора двухконтурного турбореактивного двигателя. Оцениваются преимущества и недостатки усовершенствованных узлов трения по отношению к серийным образцам и их прототипам, выполненным по улучшенной серийной технологии. Приводятся результаты, полученные при выполнении экспериментальных работ. Сделан положительный вывод о применении наноструктурированных композиционных материалов при разработке узлов трения и определён наиболее благоприятный способ нанесения покрытия.

Газотурбинный двигатель; подшипник скольжения; наноструктурированный керамоматричный композит.

Цитирование: Силуянова М.В., Фертиков А.О. Усовершенствование узлов трения силовых установок путём нанесения напыляемых покрытий из керамических композитов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 122-131.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-122-131

Введение

В настоящее время ведущими компаниями аэрокосмической отрасли осуществляются комплексные программы по разработке и внедрению на предприятиях технологий получения изделий с использованием керамоматричных композитных материалов (КМК), позволяющих улучшать отдельные характеристики выпускаемой продукции на 10-50%.

Современные КМК обладают высокой прочностью, трещиностойкостью и износостойкостью, способны воспринимать разрушающие нагрузки от термоударов, могут работать в агрессивных средах благодаря полному отсутствию коррозионных и эрозивных свойств.

В статье рассматривается возможность создания подшипников с использованием КМК для газотурбинных двигателей (ГТД), так как существующие серийные образцы имеют малый ресурс и сдерживают возможности применения более эффективных высокооборотных лопаточных машин из-за ограниченной возможности работы в тяжёлых условиях.

На данный момент осуществимо создание как цельного узла трения из КМК [1], так и значительное совершенствование отдельных элементов узла, выполненных в классических конструкционных материалах при помощи различных, в том числе антифрикционных, покрытий из КМК [2]. Второй путь является наиболее простым, экономически и технически достижимым по временным и ресурсным затратам.

Постановка задачи

Для наиболее востребованных новых узкофюзеляжных ближне-среднемагистральных самолётов разрабатываются двигатели высокой степени двухконтурности (ТРДД) с редукторным приводом винтовентилятора.

Для обеспечения высокой надёжности и работоспособности редуктора в его конструкции применены тяжелонагруженные гидродинамические подшипники скольжения, которые могут нести большие нагрузки при высокой скорости скольжения. Однако их эксплуатация возможна только при потребном количестве прокачиваемого масла. Требования по надёжности и безопасности предусматривают возможность нарушения режима прокачки масла через подшипниковый узел, что обуславливает повышенные требования к свойствам его материалов и конструкции элементов. Актуальной является задача разработки подшипников с различными материалами пар трения. Наряду с улучшенным серийно освоенным бронзофторопластовым покрытием, предполагаемым к применению в данном узле, рассматриваются и покрытия из КМК.

Наиболее перспективными и подходящими для данной задачи являются композиты на основе карбида кремния, карбонитрида титана и диборида титана. Для нанесения покрытий из данных КМК подходят детонационный и ионно-вакуумный методы. В табл. 1 представлены основные параметры данных материалов.

Таблица 1. Материалы КМК для антифрикционных покрытий

Наименование показателя	Композит на основе карбида кремния	Композит на основе карбонитрида титана	Композит на основе диборида титана
Коэффициент линейного расширения ($K_{л.р}$), $1/^\circ\text{C}$	$(2,4-5) \cdot 10^{-6}$	$12 \cdot 10^{-6}$	$15 \cdot 10^{-6}$
Коэффициент трения ($K_{тр}$)	0,01 – 0,3	0,07 – 0,20	0,05 – 0,19
Плотность, г/см^3	3,1	5,5 – 6,0	5 – 5,5
Модуль упругости, ГПа	350 – 400	500	480
Твёрдость, HRc	68	90 – 92	89 – 92
Предел прочности на изгиб, $\sigma_{изг}$, МПа	300	1500	1000
Коэффициент теплопроводности K_m ($\text{Вт/м}^\circ\text{К}$)	170	35	70
Рекомендуемая толщина покрытия, мкм	1,0	300	300
Коэффициент увеличения износостойкости в сравнении с закалённой сталью (HRc 60)	25	20	37
Диапазон рабочих температур, $^\circ\text{C}$	(–50) – (+1250)	(–50) – (+1000)	(–50) – (+1000)
Способ получения	Ионно-вакуумный	Детонационный	Детонационный

Объектом проектирования является тяжело нагруженный гидродинамический подшипник скольжения редуктора типа «звезда» с прямыми или шевронными зубчатыми передачами, которые используются в качестве опор равно расположенных по окружности промежуточных шестерён [3].

Рассматривается два варианта конструкции редуктора – с пятью и шестью промежуточными шестернями.

Все подшипники – взаимозаменяемые (стандартные типоразмеры) и отличаются только видом антифрикционных покрытий и способом их получения (табл. 1). Для повышения износостойкости цапф подшипников скольжения на их поверхности нанесено нитрид-титановое покрытие.

Испытуемые подшипники скольжения:

- с бронзофторопластовым покрытием (улучшенный серийный);
- покрытием на основе карбида кремния;
- покрытием на основе карбонитрида титана;
- покрытием на основе диборида титана.

Подшипник с бронзофторопластовым покрытием изготавливается методом напекания бронзового порошка на поверхность втулки подшипника. Данный подшипник не имеет керамического антифрикционного покрытия, разработан в качестве улучшенного прототипа серийного образца, используемого и разработанного на предприятии, выпускающем подобную продукцию для эксплуатируемых в нашей стране ТРДД.

Подшипник с покрытием на основе карбида кремния изготавливается путём нанесения на поверхность втулки подшипника покрытия на основе карбида кремния ионно-вакуумным способом.

Подшипник с покрытием на основе карбонитрида титана изготавливается путём нанесения на поверхность втулки подшипника покрытия на основе карбонитрида титана детонационным способом.

Подшипник с покрытием на основе диборида титана изготавливается путём нанесения на поверхность втулки подшипника покрытия на основе диборида титана детонационным способом.

Оценка параметров подшипников и результаты расчётов

Оценка параметров подшипников проводилась аналитическим методом для течения смазки в зазоре подшипника с определяющими торцевыми утечками, который давал достаточно точную оценку, согласующуюся с результатами испытаний на специальном стенде для испытания подшипников. Пример рассчитанных аналитическим методом и замеренных на установке пиковых давлений в меридиональном сечении подшипника и прокачки масла через подшипник показан на рис. 1.

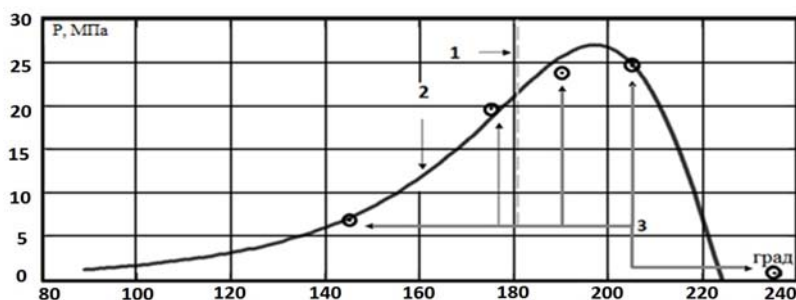


Рис. 1. Развёртка рассчитанной эпюры пиковых давлений в меридиональном сечении подшипника и замеры пиковых давлений и прокачки масла на установке:

1 – линия действия нагрузки; 2 – рассчитанная эпюра давлений; 3 – замеры давлений

Результаты расчёта подшипников с бронзо-фторопластовым покрытием.

В табл. 2 представлены параметры исследованного и аналоговых подшипников с бронзофторопластовым покрытием.

Таблица 2. Параметры подшипника промежуточной шестерни с бронзофторопластовым покрытием в сравнении с выполненными на предприятии

Параметр подшипника	Разработанный прототип	Подшипник для фирмы SNECMA	Серийный подшипник для редуктора
Длина (L), мм	105	145	85
Диаметр (d), мм	85	100	78
Радиальный зазор (C_m), мкм	63,75	74,5	80,5
Угол подвода масла (al), град	120	120	110
Нагрузка на подшипник (w), кН	140,019	245,166	73,49
Частота вращения (n), об/мин	11110	11450	13720
Скорость скольжения (u), м/с	49,45	59,89	56,03
Температура масла на входе (tb_x), °C	100	100	98
Уровень вязкостного подогрева масла (tbi_x), °C	118,01	118,99	107,7
Температура начала турбулентности (t_{kr}), °C	131,5	110,35	100,78
Средняя удельная нагрузка (pm), МПа	15,688	16,926	11,084
Уд. мощность граничного трения (Nr), кВт/см ²	0,854	1,115	0,683
Максимальное давление в слое масла (P), МПа	60,801	60,801	53,936
Минимальный рабочий зазор (h_{min}), мкм	18,56	24,59	15,52
Потери вязкостного трения (N), кВт	8,162	16,07	4,791
Потребная прокачка масла (q), л/мин	9,87	14,26	15,7

При проектировании подшипников с бронзофторопластовым покрытием с заданной нагруженностью и оптимальными отработанными углом подвода смазки и соотношением монтажного зазора к радиусу учитывалось ограничение по максимально достигнутому (при отработке данной конструкции, технологии изготовления и эксплуатации подшипника) величинам следующих критериальных параметров подшипника:

- максимального пикового давления в смазочном слое рабочего зазора ($P_{max} = 60,8$ кгс/см²);
- минимального рабочего зазора в подшипнике ($h_{min} = 15$ мкм);
- коэффициента нагруженности подшипника ($So = 29,2$);
- режима течения смазки в подшипнике (Re);
- средней удельной нагрузки ($pm = 16,92$ МПа);
- удельной мощности граничного трения ($Nr = 1,115$ кВт/см²);
- длины дуги смазки.

Результаты расчёта подшипников с покрытиями из КМК. При испытаниях сохранялось постоянное количество смазки, прокачиваемой через подшипник (9,45 л/мин), при изменениях рабочего эксцентриситета подшипников от 0,7 (при отношении длины подшипника к его диаметру 1,25) до 0,8 (при отношении длины подшипника к его диаметру 0,8), что обусловило характерные изменения остальных параметров. На результаты гидродинамического расчёта подшипников влияние отличий характеристик предлагаемых материалов покрытий поверхностей (кроме параметров граничного тре-

ния) незначительно, а отклонения от геометрии поверхностей подшипника и степень фильтрации масла заложены в величину минимального рабочего зазора.

Зависимость длины подшипников диаметром 85 мм, обеспечивающей их расчётную несущую способность, от минимального рабочего зазора показана на рис. 2. Зависимость максимального рабочего давления в смазочном слое подшипника от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника приведена на рис. 3. Зависимость подогрева масла от вязкостного трения в подшипниках от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника показана на рис. 4. Зависимость средней удельной нагрузки на подшипник в зависимости от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника приведена на рис. 5. Уровень критических и максимальных температур в масляном слое подшипника в зависимости от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника (рис. 2) показан на рис. 6. Зависимость удельной мощности граничного трения в подшипнике от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника приведена на рис. 7.

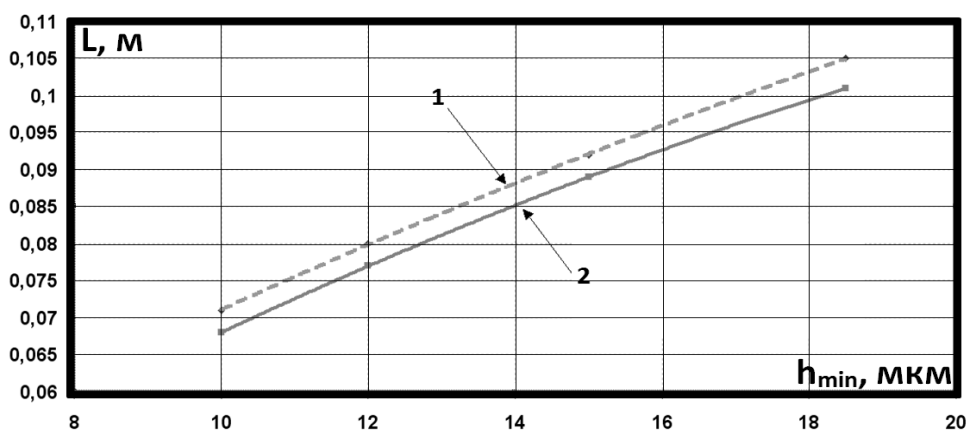


Рис. 2. Длина подшипников в зависимости от минимального рабочего зазора: 1 – для пяти промежуточных шестерён; 2 – для шести промежуточных шестерён

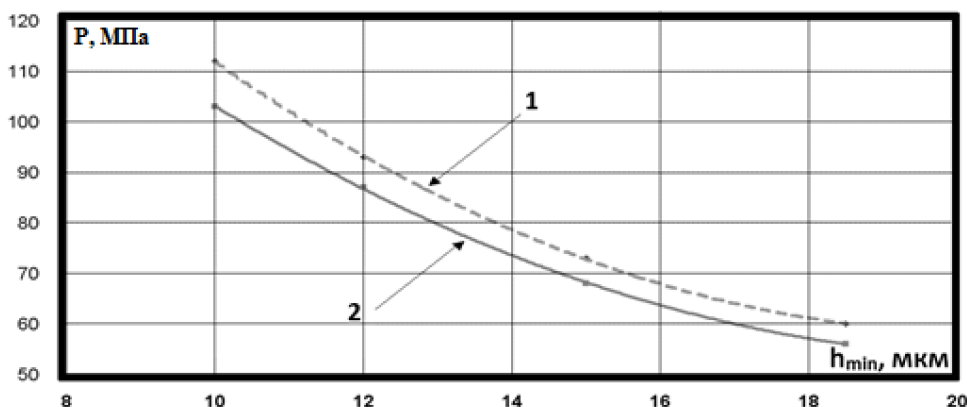


Рис. 3. Максимальное рабочее давление в слое смазки в зависимости от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника: 1 – для пяти промежуточных шестерён; 2 – для шести промежуточных шестерён

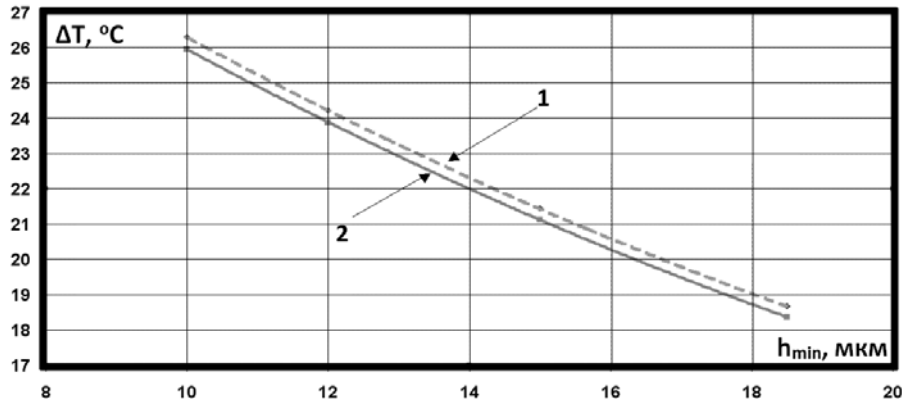


Рис. 4. Подогрев масла от вязкостного трения в зависимости от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника:

1 – для пяти промежуточных шестерён; 2 – для шести промежуточных шестерён

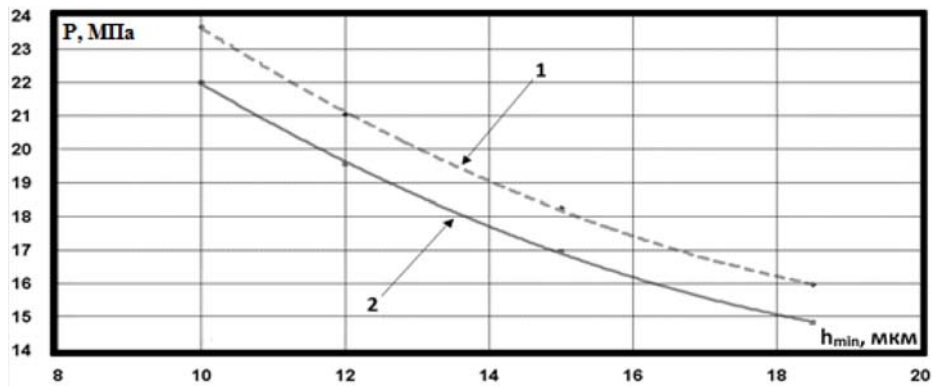


Рис. 5. Средняя удельная нагрузка на подшипник в зависимости от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника:

1 – для пяти промежуточных шестерён; 2 – для шести промежуточных шестерён

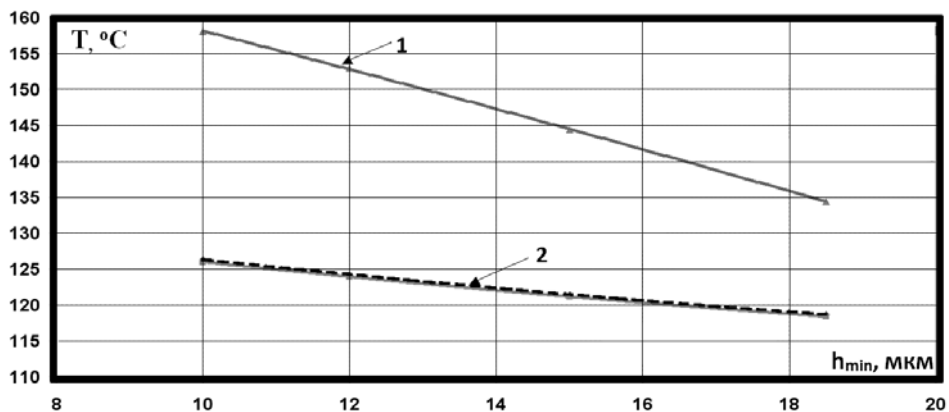


Рис. 6. Уровень критических и максимальных температур в зависимости от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника для пяти и шести шестерён:

1 – температура возникновения начальной турбулентности;
2 – уровень максимальных температур от вязкостного подогрева

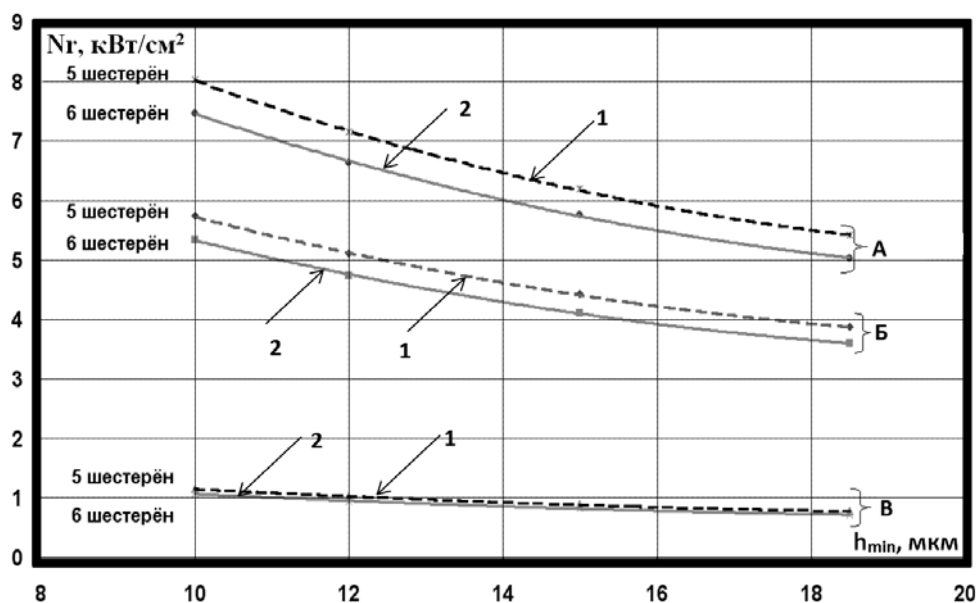


Рис. 7. Удельная мощность граничного трения в подшипнике в зависимости от минимального рабочего зазора и соответствующей ему длины подшипника:

1 – для пяти промежуточных шестерён; 2 – для шести промежуточных шестерён;
 А – карбонитрид титана; Б – диборид титана; В – карбид титана

В табл. 3, 4 представлены параметры подшипников с предлагаемыми антифрикционными покрытиями в варианте редуктора для двигателя с пятью и шестью промежуточными шестернями соответственно. В обоих случаях частота вращения подшипников составляет 11 110 оборотов в минуту, используется масло марки МЮ-II с температурой на входе 100 °С. Потребная прокачка масла составляет 9,45 литров в минуту.

Таблица 3. Параметры подшипников для варианта редуктора с пятью промежуточными шестернями

Параметр подшипника		Величина параметра			
Нагрузка на подшипник (w), кН		140,019			
Температура масла на входе (tb_x), °С		100			
Угол подвода масла (al), град		120			
Потребная прокачка масла (q), л/мин		9,45			
Диаметр подшипника (d), мм		85			
Скорость скольжения (u), м/с		49,446			
Минимальный рабочий зазор (h_{min}), мкм		18,5	15	12	10
Длина подшипника (L), мм		105	92	80	71
Максимальное давление в слое смазки (P_{max}), МПа		58,839	71,588	91,201	109,834
Радиальный монтажный зазор (C_m), мкм		61,6	56,1	52,1	50
Средняя удельная нагрузка (pm), МПа		15,649	17,883	20,633	23,204
Уровень вязкостного подогрева масла (tbi_x), °С		118,664	121,443	124,216	126,305
Температура начала турбулентности (t_{kr}), °С		134,4	144,389	152,92	158,092
Удельная мощность при граничном трении, (N_r), кВт/см ²	Карбид кремния	0,774	0,885	1,021	1,148
	Карбонитрид титана	5,419	6,192	7,144	8,034
	Диборид титана	3,87	4,423	5,103	5,739
Потери вязкостного трения (N), кВт		8,17	7,78	7,35	6,99

Таблица 4. Параметры подшипников для варианта редуктора с шестью промежуточными шестернями

Параметр подшипника		Величина параметра			
Нагрузка на подшипник (w), кН		125,132			
Температура масла на входе (tb_x), °C		100			
Угол подвода масла (al), град		120			
Потребная прокачка масла (q), л/мин		9,45			
Диаметр подшипника (d), мм		85			
Скорость скольжения (u), м/с		49,446			
Минимальный рабочий зазор (h_{min}), мкм		18,5	15	12	10
Длина подшипника (L), мм		101	89	77	68
Максимальное давление в слое смазки (P_{max}), МПа		54,917	66,685	85,317	101,008
Радиальный монтажный зазор (C_m), мкм		61,6	56,1	52,1	50
Средняя удельная нагрузка (pm), МПа		14,539	16,616	19,171	21,561
Уровень вязкостного подогрева масла (tbi_x), °C		118,366	121,127	123,884	125,959
Температура начала турбулентности (t_{kr}), °C		134,4	144,389	152,92	158,092
Удельная мощность при граничном трении, (Nr), кВт/см ²	Карбид кремния	0,719	0,822	0,948	1,067
	Карбонитрид титана	5,034	5,753	6,638	7,466
	Диборид титана	3,596	4,109	4,741	5,333
Потери вязкостного трения (N), кВт		7,73	7,37	6,97	6,64

Анализ результатов

Применение предлагаемых антифрикционных покрытий из КМК для поверхностей гидродинамических подшипников при технологически и эксплуатационно обеспеченном уменьшении минимального рабочего зазора может значительно увеличить среднюю удельную нагрузку подшипника, снизить теплоотдачу в прокачиваемое масло и обеспечить работу при минимальном количестве масла. За счёт этого стало возможным уменьшение осевых габаритов подшипников при одновременном повышении максимальных давлений в смазочном слое. Отметим, что это должно быть обеспечено не только свойствами материалов покрытий, но и свойствами материалов конструкции и самой конструкцией подшипников.

Как видно из рис. 7, ионно-вакуумное покрытие материалами на основе карбида кремния имеет явное преимущество перед остальными предлагаемыми покрытиями в условиях граничного трения. Минимальный коэффициент трения сравним с коэффициентом трения фторопласта со смазкой по стали, а коэффициент теплопроводности значительно выше, чем у других рассмотренных материалов покрытий.

Сравнение параметров данного подшипника с серийным образцом, применяемым в редукторах ГТД, представлено в табл. 5. Как видно из таблицы, по ряду параметров прирост эффективной работоспособности подшипника с карбидо-кремниевым покрытием составляет около 50% при уменьшении осевых размеров и необходимого радиального зазора.

С учётом того, что ионно-вакуумная имплантация является финишной операцией обработки поверхностей подшипника и при сохранении точности механической обработки поверхностей создаёт поверхностный слой с высокими механическими свойствами и сцеплением с основным материалом, покрытие поверхностей подшипников материалами на основе карбида кремния перспективно для тяжело нагруженных подшипников скольжения.

Таблица 5. Сравнение характеристик серийного и перспективного подшипника скольжения

Параметр подшипника	Серийный подшипник	Перспективный подшипник с покрытием на основе карбида кремния (для 5 шестерён)
Длина (L), мм	85	71
Диаметр (d), мм	78	85
Радиальный зазор (C_m), мкм	80,5	50
Угол подвода масла (al), град	110	120
Нагрузка на подшипник (w), кН	73,49	140,019
Скорость скольжения (u), м/с	56,03	49,449
Температура масла на входе (tb_x), °С	98	100
Уровень вязкостного подогрева масла (tbi_x), °С	107,7	126,305
Температура начала турбулентности (t_{kr}), °С	100,78	158,092
Средняя удельная нагрузка (pm), МПа	11,084	23,204
Удельная мощность граничного трения (Nr), кВт/см ²	0,683	1,148
Максимальное давление в слое масла (P), МПа	53,936	109,834
Минимальный рабочий зазор (h_{min}), мкм	15,52	10
Потери вязкостного трения (N), кВт	4,791	6,99
Потребная прокачка масла (q), л/мин	15,7	9,45

Заключение

Работоспособность подшипников с покрытиями из КМК в составе редуктора ТРДД была подтверждена испытаниями на стенде, а именно: 100-часовыми испытаниями, соответствующими взлётному режиму; испытаниями, соответствующими режиму авторотации; испытаниями с температурой масла на входе 140°С; испытаниями по определению минимально необходимой прокачки масла для работы подшипника скольжения на взлётном режиме в течение 30 секунд; циклическими испытаниями.

Рассмотренные покрытия из КМК предоставляют возможности расширения границ работоспособности подшипника за счёт повышения точности изготовления геометрических размеров, прочности, износостойкости и увеличения характеристик сцепления с основным материалом, а также высокой механической и химической совместимости материалов покрытий и смазки. Всё это обуславливает уменьшение затрат на эксплуатацию, диагностику и замену подшипников в узлах газотурбинных двигателей.

Библиографический список

1. Зубко А.И., Донцов С.Н. Исследование условий работоспособности и разработка диагностики керамических подшипников нового поколения // Труды МАИ. 2014. № 74. <http://trudymai.ru/upload/iblock/146/14683fbf94f86d1be09bbbc801e1b75c.pdf>
2. Зубарев Г.И., Климов Д.А., Марчуков Е.Ю., Низовцев В.Е., Чуклинов С.В. Подшипник скольжения с наноструктурированным антифрикционным керамическим покрытием: патент РФ № 2476736; опубл. 27.02.2013; бюл. № 6.
3. Силуянова М.В., Фертиков А.О. Усовершенствование узлов трения силовых установок путём нанесения напыляемых покрытий из керамических композитов // Сб. тезисов докладов 16-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2017». М.: Люксор, 2017. С. 489-490.

IMPROVEMENT OF FRICTION UNITS OF POWER PLANTS BY APPLYING CERAMIC COMPOSITE SPRAY COATINGS

© 2018

M. V. Siluyanova Doctor of Science (Engineering), Professor;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
dc2mati@yandex.ru

A. O. Fertikov Master's Degree Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
alexfertikov@gmail.com

Modifying the working surface of a product by applying protective and functional coatings makes possible considerable changes in the mechanical, optical, electrical, magnetic, thermal and chemical properties of the original structural material, its real surface, producing articles with protective, for example, anti-corrosion, wear-resistant and other properties. We investigated the possibility of improving the friction units of aircraft power plants by applying nanostructured ceramic composite spray coatings. A heavily loaded bearing forming a part of the gearbox of a turbojet engine is used as a prototype of the friction unit. The advantages and drawbacks of improved friction units as compared to production models and their prototypes made according to an improved technology are assessed. The results obtained during the experimental work are presented. A positive conclusion is made about the use of nanostructured composite materials in the development of friction units; the most favorable method of coating is determined.

Gas turbine engines; slide bearings; nanostructured ceramic composite.

Citation: Siluyanova M.V., Fertikov A.O. Improvement of friction units of power plants by applying ceramic composite spray coatings. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 122-131. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-122-131

References

1. Zubko A.I., Doncov S.N. The analysis of the operability conditions and diagnostic development for the new generation ceramic bearings. *Trudy MAI*. 2014. No. 74. Available at: <http://trudymai.ru/upload/iblock/146/14683fbf94f86d1be09bbbc801e1b75c.pdf> (In Russ.).
2. Zubarev G.I., Klimov D.A., Marchukov E.Yu., Nizovtsev V.E., Chuklinov S.V. [Sliding bearing with nanostructured antifriction ceramic coating]. Patent RF, no. 2476736, 2013 (Publ. 27.02.2013, bull. no. 6).
3. Siluyanova M.V., Fertikov A.O. Improvement of friction units of power plants by applying spray coatings made of ceramic composites. *Abstracts 16th International Conference «Aviation and Cosmonautics – 2017»*. Moscow: Luxor Publ., 2017. P. 489-490 (In Russ.).

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ГАЗОВОЙ ЛИСТОВОЙ ШТАМПОВКИ С ПОРШНЕВЫМ МУЛЬТИПЛИКАТОРОМ ДАВЛЕНИЯ

© 2018

А. Ю. Боташев доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная гуманитарно-технологическая академия, г. Черкесск; botashev11@mail.ru

Р. А. Байрамуков аспирант кафедры «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная гуманитарно-технологическая академия, г. Черкесск; melov.mel@mail.ru

Традиционно листовая штамповка осуществляется в холодном состоянии обрабатываемой заготовки. При этом ввиду ограниченной пластичности заготовки штамповка деталей сложной формы производится за несколько технологических переходов, что значительно повышает себестоимость их производства. Статья посвящена разработке и исследованию устройства, обеспечивающего штамповку деталей с нагревом обрабатываемой заготовки. Устройство содержит матрицу и рабочий цилиндр, между которыми располагается штампуемая заготовка, а также камеру сгорания, отделённую от рабочего цилиндра поршнем. Нагрев листовой заготовки и её штамповка осуществляются в два этапа в течение 1...2 с воздействием на неё продуктов сгорания газовых смесей. На первом этапе нагрев и деформирование заготовки производится воздействием продуктов сгорания, образующихся в полости матрицы и рабочем цилиндре, а на втором – за счёт энергии продуктов сгорания, образующихся в камере сгорания. Проведено исследование рабочего процесса разработанного устройства. Установлены закономерности изменения давления и температуры газа, осуществляющего нагрев и деформирование штампуемой заготовки. Найдены оптимальные соотношения объёмов камеры сгорания и рабочего цилиндра. В разработанном устройстве, благодаря нагреву заготовки, обеспечивается штамповка деталей сложной формы за одну технологическую операцию. По сравнению с существующими аналогами в данном устройстве давление на поверхности обрабатываемой заготовки в 2...3 раза выше, что обеспечивает штамповку деталей большой толщины, а также деталей из труднодеформируемых сплавов.

Листовая штамповка; газовая штамповка; устройства для штамповки; поршневой мультипликатор давления; газообразная топливная смесь; нагрев заготовки.

Цитирование: Боташев А.Ю., Байрамуков Р.А. Разработка и исследование устройства для газовой листовой штамповки с поршневым мультипликатором давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 132-143. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-132-143

Введение

Листовая штамповка является основным способом обработки листовых материалов и по этой причине применяется практически во всех отраслях промышленности [1]. Традиционно листовая штамповка осуществляется в холодном состоянии обрабатываемой заготовки. При этом ввиду ограниченной пластичности заготовок штамповка деталей сложной формы производится за несколько технологических переходов, используя на каждом из них соответствующую штамповую оснастку, что значительно повышает себестоимость производства штампованных изделий. Нагрев заготовки, повышая её пластичность, позволяет уменьшить количество технологических переходов при штамповке. Кроме того, в промышленном производстве всё шире используются малопластичные сплавы алюминия, титана, вольфрама и других металлов. Штамповку деталей из этих сплавов целесообразно производить с нагревом заготовки. Причём нагрев заготовки необходимо производить непосредственно в полости штамповой оснастки,

так как нагретая листовая заготовка быстро остывает. Известны метод газотермической формовки и устройства для его реализации [2; 3], в которых нагрев и деформирование обрабатываемой заготовки осуществляются длительным воздействием на неё горячего инертного газа. Этот метод обеспечивает формовку деталей из малопластичных сплавов, однако большой расход энергоносителя чрезмерно удорожает производство. Поэтому этот метод используется в основном в аэрокосмической отрасли. Известны также устройства газовой штамповки [4; 5] и газодетонационной штамповки [6], в которых процесс штамповки осуществляется воздействием на листовую заготовку давления продуктов сгорания газовых смесей или детонационной волны. При этом под воздействием продуктов сгорания и детонации происходит нагрев обрабатываемой заготовки, однако из-за кратковременности процесса температура заготовки существенно не повышается. Увеличение времени воздействия высокотемпературной газовой среды позволяет существенно повысить температуру обрабатываемой заготовки. Это реализовано в устройствах газовой штамповки с двухсторонним нагревом заготовки [7; 8] и в устройствах газовой формовки с противодействием [9; 10]. В этих устройствах деформирование обрабатываемой заготовки производится после нагрева её до интервала температур тёплой или горячей обработки воздействием продуктов сгорания газоздушных смесей. Это обеспечивает получение деталей сложной формы за одну технологическую операцию. Однако энергии продуктов сгорания хватает для штамповки лишь тонкостенных деталей, в частности стальных деталей толщиной до 1...1,5 мм. Это ограничивает технологические возможности газовой штамповки.

Целью данной работы является расширение технологических возможностей газовой штамповки.

Постановка задачи

Расширение технологических возможностей газовой штамповки достигается путём мультипликации давления газа, действующего на поверхность обрабатываемой заготовки [11]. Это реализовано в устройстве газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления, схема которого представлена на рис. 1.

Устройство содержит корпус 1 и матрицу 2 с внутренней полостью 3, соединённые между собой при помощи болтов 4 и гаек 5. В корпусе размещены рабочий цилиндр 6 с поршнем 7 и камера сгорания 8. Устройство устанавливается на опоре 22.

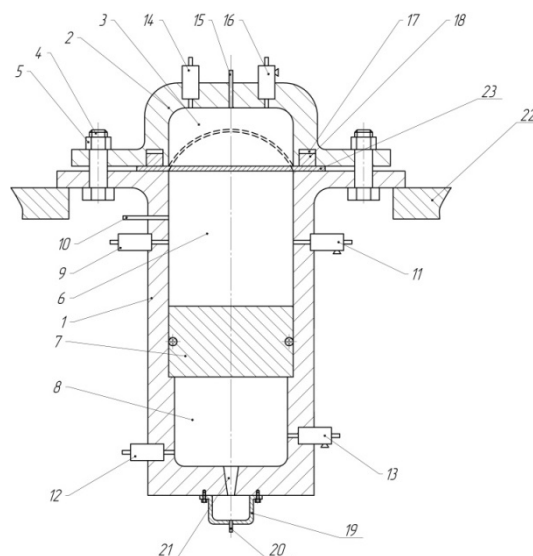


Рис. 1. Схема устройства газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления

Работа устройства осуществляется следующим образом. В кольцевую полость 17 подаётся сжатый воздух или жидкость под давлением, при этом кольцевой поршень 18 осуществляет прижим фланцевой части заготовки 23, что обеспечивает герметичность полости 3 матрицы 2 и рабочего цилиндра 6. Через впускные клапаны 14, 9, 12 в полость 3, рабочий цилиндр 6 и камеру сгорания 8 последовательно подаётся горючий газ, например пропан-бутан, и сжатый воздух, в результате чего в этих полостях и в форкамере 19 образуются топливные смеси. В рабочем цилиндре 6 и камере сгорания 8 устанавливается одинаковое давление топливной смеси, а в полости 3 её давление устанавливается в 2...3 раза ниже. Затем при помощи свеч 10 и 15 осуществляется зажигание топливных смесей в рабочем цилиндре 6 и полости 3. В результате сгорания топливных смесей давление в полости 3 и рабочем цилиндре 6 многократно повышается. При этом давление в цилиндре 6 в 2...3 раза превышает давление в полости 3. Под действием разности давлений заготовка 23 деформируется, то есть осуществляется её вытяжка в полость матрицы 2. При этом происходит интенсивное пластическое течение металла с фланцевой части заготовки.

В процессе вытяжки заготовки усилие деформирования увеличивается, повышается также давление газа в полости 3 вследствие его сжатия. Поэтому на определённой глубине матрицы 2 вытяжка заготовки прекращается (на рис. 1 это показано штриховой линией). В этом положении заготовка находится в течение 0,5...1 с, при этом под действием продуктов сгорания заготовка интенсивно нагревается. В процессе её нагрева температура продуктов сгорания снижается, соответственно уменьшается и давление в полости 3 и цилиндре 6. Затем при помощи свечи 20 производится зажигание топливной смеси в форкамере 19. При сгорании топливной смеси из форкамеры через канал 21 вырывается факел пламени. Это вызывает интенсивное сгорание топливной смеси в камере сгорания 8. При этом в течение 0,005...0,01 с давление в камере сгорания увеличивается в 7...8 раз. Под действием этого давления поршень 7 ускоренно перемещается, сжимая газ в рабочем цилиндре 6. При этом давление и температура газа в цилиндре интенсивно увеличиваются. Это обеспечивает дальнейший нагрев заготовки до достижения интервала температур горячей обработки.

После этого открывается выпускной клапан 16 и газ из полости 3 выпускается. При этом под действием давления газа в цилиндре 6 заготовка, деформируясь, заполняет всю полость матрицы 1 – процесс штамповки завершается. После этого открываются выпускные клапаны 11, 13 и продукты сгорания выпускаются из цилиндра 6 и камеры сгорания 8. Затем, отсоединив матрицу 2 от корпуса 1, извлекают отштампованную деталь.

Таким образом, в данном устройстве процесс штамповки осуществляется в два этапа. На первом этапе нагрев и деформирование заготовки происходит за счёт энергии, выделившейся при сгорании топливной смеси в рабочем цилиндре. На втором этапе за счёт энергии сгорания топливной смеси в камере сгорания производится мультипликация давления газа в рабочем цилиндре, сопровождающаяся увеличением его температуры, что завершает нагрев заготовки и её деформирование. При этом достижение максимального эффекта, обеспечивающего существенное расширение технологических возможностей устройства штамповки, возможно только при оптимальном сочетании его параметров. В этой связи необходимо решение следующей задачи: определение оптимального соотношения объёмов камеры сгорания и рабочего цилиндра, обеспечивающего максимальную степень повышения давления и температуры газа на поверхности штампуемой заготовки.

Решение задачи

Решение задачи проведено на основе уравнений термодинамики и динамики твёрдого тела. Процесс сгорания топливной смеси в рабочем цилиндре протекает практически при постоянном объёме, поэтому давление и абсолютную температуру продуктов сгорания можно определить по следующим зависимостям:

$$P_z = P_c \lambda, \quad (1)$$

$$T_z = T_c \lambda, \quad (2)$$

где P_z – давление продуктов сгорания в конце процесса сгорания; P_c – давление топливной смеси; T_z, T_c – абсолютные температуры продуктов сгорания и топливной смеси; λ – степень повышения давления при сгорании в постоянном объёме. При использовании газоздушных топливных смесей $\lambda = 7 \dots 8$, при этом абсолютная температура T_z продуктов сгорания составляет 2300...2400 К.

В процессе нагрева обрабатываемой заготовки газ в цилиндре охлаждается и его абсолютная температура уменьшается до $T_{ц1}$. При штамповке стальных деталей абсолютная температура снижается до 900...1000 К, а при штамповке алюминиевых сплавов – до 700...800 К. Таким образом, $T_z/T_{ц1} \approx 2,5 \dots 3$, то есть абсолютная температура газа в цилиндре снижается в 2,5...3 раза. Следовательно во столько же раз уменьшается и давление газа в цилиндре.

Так как давление топливных смесей в рабочем цилиндре и камере сгорания одинаковое, то давление и абсолютная температура продуктов сгорания в камере сгорания также определяются зависимостями (1) и (2), то есть давление равно P_z , а температура равна T_z . Тогда к началу второго этапа процесса штамповки давление в камере сгорания в Π раз превышает давление в рабочем цилиндре:

$$\Pi = P_z / P_{ц1}, \quad (3)$$

где $P_{ц1}$ – давление газа в цилиндре в конце первого этапа процесса штамповки. Согласно вышеизложенному величина Π находится в пределах 2,5...3.

Рассмотрим рабочий процесс устройства для штамповки в период мультипликации давления в рабочем цилиндре, который начинается при движении поршня. Исследование этого процесса проведём при следующих допущениях: движение поршня начинается после завершения процесса сгорания; отсутствует теплоотвод от газа в стенки рабочего цилиндра и камеры сгорания. Длительность процесса сгорания топливной смеси не превышает 0,01 с. За это время перемещение поршня очень мало, и им можно пренебречь. В процессе движения поршня тепловые потери сравнительно невелики. В поршневых двигателях внутреннего сгорания они составляют около 10% [12;13]. В данном случае условия аналогичные, поэтому тепловые потери не превышают 10% и существенно не влияют на исследуемые параметры устройства для штамповки.

Перемещение поршня происходит под действием разности давлений между камерой сгорания и рабочим цилиндром. Исходя из этого, запишем уравнения движения поршня:

$$\frac{dX}{dt} = W, \quad (4)$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{f_u}{m} (P_\kappa - P_u), \quad (5)$$

где X, W – перемещение и скорость поршня; P_κ, P_u – текущие значения давления в камере сгорания и рабочем цилиндре; m – масса поршня; f_u – площадь поперечного сечения цилиндра; t – время.

В процессе движения поршня в камере сгорания происходит адиабатическое расширение газа, а в рабочем цилиндре происходит адиабатическое сжатие газа. При этом объём камеры сгорания увеличивается на $f_u X$, а объём рабочего цилиндра уменьшается на такую же величину. Тогда, используя известные зависимости адиабатического процесса [14] и соотношение (3), можно записать:

$$P_\kappa = P_{\kappa 1} \left(\frac{V_\kappa}{V_\kappa + f_u X} \right)^k = P_z \left(\frac{1}{1 + f_u X / V_\kappa} \right)^k, \quad (6)$$

$$P_u = P_{u 1} \left(\frac{f_u h}{f_u h - f_u X} \right)^k = P_{u 1} \left(\frac{1}{1 - X/h} \right)^k, \quad (7)$$

где $P_{\kappa 1}$ – давление газа в камере сгорания перед началом движения поршня, $P_{\kappa 1} = P_z$; V_κ – начальный объём камеры сгорания; h – начальная высота цилиндра; k – показатель адиабаты продуктов сгорания.

Введём следующие безразмерные величины:

$$\bar{P}_\kappa = \frac{P_\kappa}{P_z}, \quad \bar{P}_u = \frac{P_u}{P_z}, \quad x = \frac{X}{h}, \quad \tau = \frac{t}{t_z}, \quad \bar{w} = \frac{t_z}{h} W, \quad v_\kappa = \frac{V_\kappa}{f_u h},$$

где $\bar{P}_\kappa, \bar{P}_u$ – безразмерные давления газа в камере сгорания и цилиндре; x – относительное перемещение поршня; \bar{w} – безразмерная скорость поршня; τ – безразмерное время; t_z – характерное время, равное длительности процесса сгорания в рабочем цилиндре; v_κ – относительный объём камеры сгорания.

Подставляя эти величины в (4) – (7), получим:

$$\frac{dx}{d\tau} = \bar{w}, \quad (8)$$

$$\frac{d\bar{w}}{d\tau} = N(\bar{P}_\kappa - \bar{P}_u), \quad (9)$$

$$\bar{P}_\kappa = \left(\frac{1}{1+x/v_\kappa} \right)^k, \quad (10)$$

$$\bar{P}_\eta = \frac{1}{\Pi} \frac{1}{(1-x)^k}, \quad (11)$$

$$N = \frac{t_z^2 f_u P_\kappa}{mh}. \quad (12)$$

Начальные условия дифференциальных уравнений (8) и (9) имеют следующий вид:

$$\text{при } \tau = 0 \quad x = 0, \quad \bar{w} = 0. \quad (13)$$

Система (8) – (12) в совокупности с начальными условиями (13) описывает движение поршня и изменение параметров газа в камере сгорания и цилиндре.

Преобразуем уравнение (9). Подставим

$$\frac{d\bar{w}}{d\tau} = \frac{dx}{d\tau} \cdot \frac{d\bar{w}}{dx} = \bar{w} \frac{d\bar{w}}{dx} = \frac{d\frac{\bar{w}^2}{2}}{dx}$$

в (9) и получим:

$$\frac{1}{2} \frac{d\bar{w}^2}{dx} = N (\bar{P}_\kappa - \bar{P}_\eta).$$

Отсюда будем иметь:

$$\frac{1}{2} d\bar{w}^2 = N (\bar{P}_\kappa - \bar{P}_\eta) dx.$$

Тогда, учитывая (10) и (11), получим:

$$\frac{1}{2} d\bar{w}^2 = N \left(\frac{1}{(1+x/v_\kappa)^k} - \frac{1}{\Pi} \frac{1}{(1-x)^k} \right) dx.$$

Интегрируя обе части этого уравнения, получим:

$$\frac{1}{2} \bar{w}^2 = \frac{N v_\kappa}{1-k} \left(1 + \frac{x}{v_\kappa} \right)^{(1-k)} + \frac{N}{\Pi(1-k)} (1-x)^{1-k} + C. \quad (14)$$

Постоянную интегрирования C определим из условия: $x = 0; \bar{w} = 0$:

$$C = -\frac{Nv_k\Pi + N}{\Pi(1-k)}.$$

Подставляя это в (14), получим закон изменения скорости поршня при его движении:

$$\bar{w} = \left(\frac{2N}{\Pi(k-1)} \left(v_k\Pi + 1 - \frac{v_k\Pi}{\left(1 + \frac{x}{v_k}\right)^{k-1}} - \frac{1}{(1-x)^{k-1}} \right) \right)^{1/2}. \quad (15)$$

Дальнейшее интегрирование полученной зависимости для определения скорости и перемещения поршня в функции от времени не представляется возможным. Поэтому общее решение системы (8) – (12) может быть получено численными методами, например методом Рунге-Кутты [15].

Используя (15), определим максимальный относительный ход поршня x , то есть до его остановки, при которой имеет место максимальное сжатие газа в рабочем цилиндре. Считая $\bar{w} = 0$, из (15) получим:

$$v_k\Pi + 1 - \frac{v_k\Pi}{\left(1 + \frac{x}{v_k}\right)^{k-1}} - \frac{1}{(1-x)^{k-1}} = 0. \quad (16)$$

Обозначим:

$$\psi(x) = v_k\Pi \left(1 - \frac{1}{\left(1 + \frac{x}{v_k}\right)^{k-1}} \right), \quad (17)$$

$$\varphi(x) = \frac{1}{(1-x)^{k-1}} - 1. \quad (18)$$

Тогда (16) можно представить в следующем виде:

$$\psi(x) = \varphi(x). \quad (19)$$

Решение уравнения (19) проведено графически. Точки пересечения графиков $\varphi(x)$ с графиками $\psi(x)$ определяют искомые значения x , то есть $x = x_k$, являющиеся решениями уравнения (19). Согласно зависимостям (17) величина $\psi(x)$ зависит от v_k, Π , поэтому на рис. 2 найденные значения x_k представлены в виде графиков зависимости x_k от v_k при различных значениях Π . Как видно из этих графиков, с ростом

v_k величина x_k увеличивается, но при $v_k > 2,5$ интенсивность роста x_k существенно снижается.

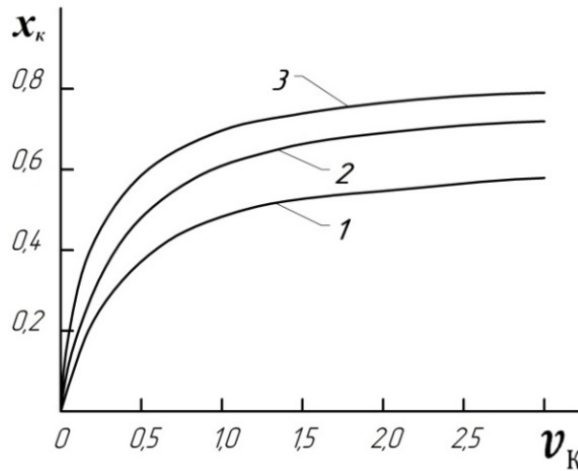


Рис. 2. Зависимость x_k от v_k при различных значениях Π :
 1 – $\Pi = 2$; 2 – $\Pi = 2,5$; 3 – $\Pi = 3$

Величина x_k определяет максимальное сжатие газа в рабочем цилиндре. Тогда, учитывая, что $x = X/h$, из зависимости (7) получим выражения для определения максимального давления и степени повышения давления газа в рабочем цилиндре:

$$P_{u\max} = \frac{P_{u1}}{(1 - x_k)^k} \tag{20}$$

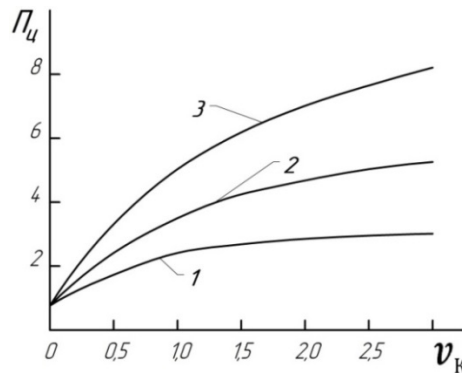
$$\Pi_u = \frac{P_{u\max}}{P_{u1}} = \frac{1}{(1 - x_k)^k} \tag{21}$$

Результаты решения задачи

Так как x_k существенно зависит от v_k и Π , то и степень повышения давления Π_u зависит от этих величин. На рис. 3 представлены построенные по зависимости (21) графики зависимости Π_u от v_k при различных значениях Π . Из этих графиков видно, что с увеличением относительного объёма камеры сгорания v_k степень повышения давления в цилиндре Π_u непрерывно увеличивается, но при $v_k > 2$ интенсивность её роста существенно снижается. Исходя из этого и учитывая увеличение габаритных размеров камеры сгорания с ростом v_k , можно считать оптимальными значения v_k в пределах 1,5...2,5. При $v_k = 2,5$ в зависимости от величины Π давление газа в цилиндре повышается в 5...7 раз.

Первоначальное соотношение давлений между камерой сгорания и рабочим цилиндром Π существенно влияет на степень повышения давления в цилиндре Π_u . Чем больше Π , тем выше и Π_u . При этом следует отметить, что при $v_k = 2,5$ величина Π_u в 2...2,5 раза превышает Π . Следовательно, во столько же раз максимальное давление

газа в рабочем цилиндре превышает максимальное давление газа в камере сгорания. Это давление, действуя на поверхность штампующей заготовки, обеспечивает дальнейшую её деформацию. Причём максимальное давление газа действует в конечной стадии процесса штамповки, когда усилие деформирования заготовки достигает максимального значения. Это даёт возможность увеличить в 2...3 раза толщину штампующих деталей.



*Рис. 3. Зависимость степени повышения давления газа в рабочем цилиндре от относительного объёма камеры сгорания v_k при разных значениях Π :
1 – $\Pi = 2$; 2 – $\Pi = 2,5$; 3 – $\Pi = 3$*

Сжатие газа в рабочем цилиндре сопровождается увеличением температуры газа. Используя известные соотношения между давлением и температурой для адиабатического процесса [14], из зависимости (7) получим закон изменения температуры газа в цилиндре в следующем виде:

$$T_u = T_{u1} \left(\frac{1}{(1 - X/h)} \right)^{k-1}, \quad (22)$$

где T_{u1} – абсолютная температура газа в цилиндре перед началом движения поршня. Тогда, учитывая, что $x = X/h$, степень повышения абсолютной температуры газа в цилиндре можно представить в следующем виде:

$$\bar{T}_u = \frac{T_u}{T_{u1}} = \left(\frac{1}{(1 - x)} \right)^{k-1}. \quad (23)$$

Подставляя $x = x_k$ в зависимость (23), получим выражение для определения максимальной степени повышения температуры в цилиндре:

$$\bar{T}_{u \max} = \left(\frac{1}{(1 - x_k)} \right)^{k-1}. \quad (24)$$

Расчёт по (24) показал, что в зависимости от значений v_k, Π температура газа повышается в 1,3...1,6 раза. Это обеспечивает интенсивный нагрев штампующей заготов-

ки до достижения интервала температур горячей обработки. При этом следует отметить, что интенсивному нагреву заготовки способствует также повышение коэффициента теплоотдачи из-за увеличения давления газа [12].

Заключение

В устройстве газовой штамповки с поршневым мультипликатором давления процесс штамповки осуществляется в два этапа: на первом этапе нагрев и деформация заготовки осуществляются за счёт энергии продуктов сгорания, образующихся в рабочем цилиндре, а на втором этапе – за счёт энергии продуктов сгорания, образующихся в камере сгорания.

Повышение давления и температуры газа на поверхности штампуемой заготовки существенно зависит от соотношения объёмов камеры сгорания и рабочего цилиндра, оптимальные его значения составляют 1,5...2,5.

Сжатие поршнем продуктов сгорания в рабочем цилиндре обеспечивает в конечной стадии процесса штамповки увеличение давления в 5...7 раз, температуры в 1,3...1,6 раза, что даёт возможность увеличить в 2...3 раза толщину штампуемых деталей.

Библиографический список

1. Ильин Л.Н., Семенов Е.И. Технология листовой штамповки: учебник для вузов. М.: Дрофа, 2009. 475 с.
2. Яковлев С.С., Яковлев С.П., Чудин В.Н., Соболев Я.А., Трегубов В.И., Ларин С.Н. Изотермическая пневмоформовка анизотропных высокопрочных листовых материалов. М.: Машиностроение, 2009. 352 с.
3. Ларин С.Н. Пневмоформовка ячеистых панелей из анизотропного материала // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2010. Вып. 3. С. 51-61.
4. Боташев С.А. Разработка и создание устройства с камерой пульсирующего горения для листовой штамповки // Обработка материалов давлением. 2011. № 2 (27). С. 182-185.
5. Мусаев А.А. Экспериментальные исследования газовой листовой штамповки на двухкамерном устройстве // Заготовительные производства в машиностроении. 2012. № 4. С. 19-23.
6. Сухов В.В. Опыт создания газозрывных систем с многоточечным инициированием детонации метано-кислородной смеси // Авиационно-космическая техника и технология. 2007. № 11 (47). С. 182-185.
7. Боташев А.Ю., Бисилов Н.У. Исследование газовой листовой штамповки с двухсторонним нагревом заготовки // Заготовительные производства в машиностроении. 2013. № 3. С. 25-28.
8. Боташев А.Ю., Бисилов Н.У., Малсугенов Р.С. Устройство для листовой штамповки взрывом газовых смесей: патент РФ № 98954; опубл. 10.11.2010; бюл. № 31.
9. Малсугенов Р.С. Разработка устройства для газовой штамповки панелей спиральных теплообменников // Сб. трудов XVI международной научно-технической конференции «Современное состояние естественных и технических наук». № XVI. М.: Спутник+, 2014. С. 36-41.
10. Малсугенов Р.С. Разработка, создание и испытание устройства для газовой штамповки с противодавлением // Сб. научных трудов по итогам международной науч-

но-практической конференции «Развитие технических наук в современном мире». № 2. Воронеж: Инновационный центр развития образования и науки, 2015. С. 31-34.

11. Боташев А.Ю., Байрамукوف Р.А. Разработка устройства для штамповки биметаллических изделий воздействием высокотемпературного газа // Известия Северо-Кавказской государственной гуманитарно-технологической академии. 2017. № 3. С. 8-12.

12. Дьяченко В.Г. Теория двигателей внутреннего сгорания. Харьков: Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, 2009. 500 с.

13. Ковылов Ю.Л. Теория рабочих процессов и моделирование процессов ДВС. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2013. 416 с.

14. Ерофеев В.Л., Семенов П.Д., Пряхин А.С. Теплотехника: учебник для вузов. М.: Академкнига, 2008. 488 с.

15. Заусаев А.Ф. Разностные методы решения обыкновенных дифференциальных уравнений: уч. пособие. Самара: Самарский государственный технический университет, 2010. 100 с.

DEVELOPMENT AND RESEARCH OF A DEVICE FOR GAS SHEET STAMPING WITH A PISTON PRESSURE MULTIPLIER

© 2018

A. Yu. Botashev Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Technological Machines and Materials Processing; North Caucasian State Humanitarian Technological Academy, Cherkessk, Russian Federation; botashev11@mail.ru

R. A. Bayramukov Postgraduate Student of the Department of Technological Machines and Materials Processing; North Caucasian State Humanitarian Technological Academy, Cherkessk, Russian Federation; melov.mel@mail.ru

Traditionally, sheet stamping is carried out in the cold state of the workpiece being processed. At the same time, due to the limited plasticity of the workpiece, stamping parts of complex shape is performed in several operating steps, which significantly increases the cost of production. The article is devoted to the development and research of a device providing stamping of parts with heating of the workpiece being processed. The device comprises a die and a working cylinder between which the workpiece is placed, as well as a combustion chamber separated from the working cylinder by a piston. The heating of the sheet billet and its punching is carried out in two stages within 1...2 s with its exposure to the action of gas mixture combustion products. At the first stage, the billet is heated and deformed by the combustion products formed in the die cavity and the working cylinder, whereas at the second stage these processes take place due to the energy of the combustion products formed in the combustion chamber. The workflow of the developed device was studied. The regularities of the pressure and temperature changes of the gas that heats and deforms the billet being stamped were established. The optimum proportions of the volumes of the combustion chamber and the working cylinder were determined. The developed device ensures stamping of complex-shaped parts in one process step due to the heating of the workpiece. In this device the pressure on the surface of the workpiece being processed is 2...3 times higher compared with the existing analogues, which ensures stamping of heavy-thickness parts, as well as parts made of hard-to-deform alloys.

Sheet stamping; gas stamping; punching devices; piston pressure multiplier; gaseous fuel mixture; billet heating.

Citation: Botashev A.Yu., Bayramukov R.A. Development and research of a device for gas sheet stamping with a piston pressure multiplier. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 132-143. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-132-143

References

1. Il'in L.N., Semenov E.I. *Tekhnologiya listovoy shtampovki: uchebnik dlya vuzov* [Technology of sheet forming]. Moscow: Drofa Publ., 2009. 475 p.
2. Yakovlev S.S., Yakovlev S.P., Chudin V.N., Sobolev Ya.A., Tregubov V.I., Larin S.N. *Izotermicheskaya pnevmoformovka anizotropnykh vysokoprochnykh listovykh materialov* [Isothermal pressure forming of anisotropic high-strength sheet materials]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2009. 352 p.
3. Larin S.N. The pneumatic forming of honeycomb panels from anisotropic material. *Izvestiya Tula State University. Technical Science*. 2010. Iss. 3. P. 51-61. (In Russ.)
4. Botashev S.A. Design and development of a sheet-forming system with a pulsating combustion chamber. *Materials Working by Pressure*. 2011. No. 2 (27). P. 182-185. (In Russ.)
5. Musaev A.A. Experimental studies of gas sheet forming using two-chamber device. *Blanking Production in Mechanical Engineering*. 2012. No. 4. P. 19-23. (In Russ.)
6. Sukhov V.V. Experience of developing gas explosion systems with multipoint initiation of methane-oxygen mixture detonation. *Aerospace Technic and Technology*. 2007. No. 11 (47). P. 182-185. (In Russ.)
7. Botashev A.Yu., Bisilov N.U. Research of gas sheet punching with bilateral heating of stock material. *Blanking Production in Mechanical Engineering*. 2013. No. 3. P. 25-28. (In Russ.)
8. Botashev A.Yu., Bisilov N.U., Malsugenov R.S. *Ustroystvo dlya listovoy shtampovki vzryvom gazovykh smesey* [Explosive gas sheet forming system: utility model patent]. Patent RF, no. 98954, 2010. (Publ. 10.11.2010, bull. no. 31)
9. Malsugenov R.S. Razrabotka ustroystva dlya gazovoy shtampovki paneley spiral'nykh teploobmennikov. *Sb. trudov XVI mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Sovremennoye sostoyaniye estestvennykh i tekhnicheskikh nauk»*. No. XVI. Moscow: Sputnik + Publ., 2014. P. 36-41. (In Russ.)
10. Malsugenov R.S. Razrabotka, sozdaniye i ispytaniye ustroystva dlya gazovoy shtampovki s protivodavleniyem. *Sb. nauchnykh trudov po itogam mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Razvitiye tekhnicheskikh nauk v sovremennom mire»*. No. 2. Voronezh: Innovatsionnyy Tsentr Razvitiya Obrazovaniya i Nauki Publ., 2015. P. 31-34. (In Russ.)
11. Botashev A.Yu., Bairamukov R.A. The development of a device for stamping bimetallic products under pressure of high-temperature gas. *Izvestiya Severo-Kavkazskoy gosudarstvennoy gumanitarno-tekhnologicheskoy akademii*. 2017. No. 3. P. 8-12. (In Russ.)
12. D'yachenko V.G. *Teoriya dvigateley vnutrennego sgoraniya* [Theory of internal combustion engines]. Kharkov: Kharkov National Automobile and Highway University Publ., 2009. 500 p.
13. Kovylov Yu.L. *Teoriya rabochikh protsessov i modelirovaniye protsessov DVS* [Theory of work processes and modeling of internal combustion engine processes]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2013. 416 p.
14. Erofeev V.L., Semenov P.D., Pryakhin A.S. *Teplotekhnika: uchebnik dlya vuzov* [Heat engineering: Textbook for high schools]. Moscow: Akademkniga Publ., 2008. 488 p.
15. Zausaev A.F. *Raznostnyye metody resheniya obyknovennykh differentsial'nykh uravneniy: uch. posobiye* [Difference methods for solving ordinary differential equations]. Samara: Samara State Technical University Publ., 2010. 100 p.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ С УЧЁТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

© 2018

- В. Ф. Павлов** доктор технических наук, заведующий кафедрой сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sopromat@ssau.ru
- В. А. Кирпичёв** доктор технических наук, профессор кафедры сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sopromat@ssau.ru
- П. Е. Киселев** аспирант кафедры сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; dogg199191@mail.ru
- А. А. Швецова** аспирантка кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; lcr_063@mail.ru

Одним из основных параметров, используемых в расчётах на прочность поверхностно упрочнённых деталей, является предел выносливости по разрушению, при прогнозировании которого наряду с упрочнением следует учитывать влияние различных эксплуатационных фактов. Прогнозирование предела выносливости в условиях концентрации напряжений осуществляется по критерию, учитывающему влияние остаточных напряжений на поверхности опасного сечения упрочнённой детали, и критерию среднеинтегральных остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя, равной критической глубине нераспространяющейся трещины усталости. Исследовано влияние поверхностного упрочнения на предел выносливости с учётом таких эксплуатационных факторов, как тип деформации, рабочая температура, асимметрия цикла нагружения образцов, изготовленных из сталей и алюминиевых сплавов. Испытания на усталость цилиндрических образцов с круговыми надрезами полукруглого профиля проведены при кручении, изгибе и растяжении-сжатии. Установлено, что использование критерия среднеинтегральных остаточных напряжений достаточно хорошо отражает влияние поверхностного упрочнения на предел выносливости по разрушению с учётом изученных эксплуатационных факторов.

Упрочнённая деталь; прогнозирование предела выносливости; эксплуатационные факторы; критерий среднеинтегральных остаточных напряжений.

Цитирование: Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Киселев П.Е., Швецова А.А. Прогнозирование предела выносливости упрочнённых деталей с учётом эксплуатационных факторов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 144-153.

DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-144-153

В современном машиностроении при проектировании детали в неё закладывается общетехнический (назначенный) ресурс, который она должна отработать без разрушений и отказов.

Одним из определяющих параметров ресурса является предел выносливости $P_R(\sigma_R, \tau_R)$ поверхностно упрочнённой детали.

Зависимость для определения предела выносливости в общем виде записывается как

$$P_R = P_R^0 - \psi_P \cdot \sigma_{ост}, \quad (1)$$

где $P_R^0(\sigma_R^0, \tau_R^0)$ – предел выносливости неупрочнённой детали; $\psi_P(\psi_\sigma, \psi_\tau)$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по остаточным напряжениям на поверхности; $\sigma_{ост}$ – осевые (меридиональные) остаточные напряжения в наименьшем сечении детали [1]. Другие компоненты остаточного напряжённого состояния в соответствии с третьей теорией предельных напряжённых состояний не учитываются, так как радиальные напряжения на поверхности концентратора $\sigma_\rho = 0$, а окружные σ_θ являются промежуточными главными напряжениями [2].

Для прогнозирования предела выносливости P_R поверхностно упрочнённых деталей существует два критерия: критерий, учитывающий влияние остаточных напряжений на поверхности упрочнённой детали, и критерий среднеинтегральных остаточных напряжений по толщине упрочнённого слоя. При использовании каждого из критериев изменяется только вычитаемое в формуле (1), которое является приращением ΔP_R предела выносливости.

Целью работы является исследование возможности прогнозирования предела выносливости упрочнённых деталей в условиях концентрации по распределению остаточных напряжений поверхностного слоя с учётом таких эксплуатационных факторов, как тип деформации, рабочая температура, асимметрия цикла нагружения.

Первый критерий $\sigma_z^{нов}$ учитывает лишь распределение остаточных напряжений на поверхности упрочнённых изделий. Однако на практике при обработке деталей механическими способами, в том числе и поверхностным пластическим деформированием, наблюдается подповерхностный максимум сжимающих остаточных напряжений с распределением до нуля к поверхности. Этот спад часто является весьма существенным, иногда остаточные напряжения даже становятся растягивающими [3]. При этом всё же наблюдается повышение предела выносливости.

Доказательством вышесказанного является приведённая на рис. 1 фотография излома упрочнённого дробью образца из сплава В93 диаметром 10 мм с надрезом полукруглого профиля радиуса $\rho_0 = 0,3$ мм, прошедшего базу испытаний $10 \cdot 10^6$ циклов нагружения и разрушенного затем при статическом растяжении. На фотографии чётко различимы границы нераспространяющейся трещины усталости 2.

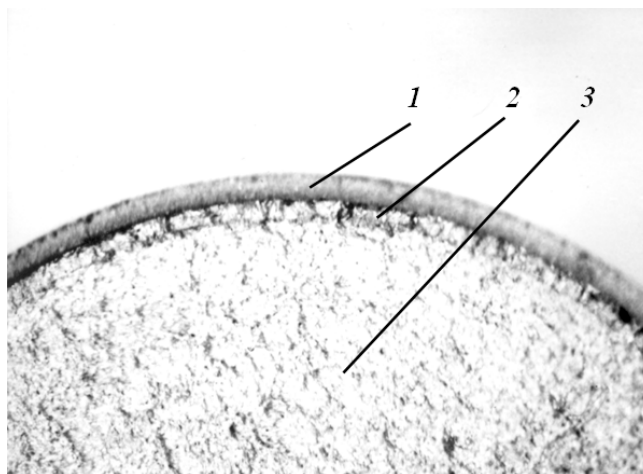


Рис. 1. Фрагмент излома образца диаметром 10 мм с надрезом $\rho_0 = 0,3$ мм из сплава В93:
1 – надрез; 2 – нераспространяющаяся трещина; 3 – зона статического долома

Из рис. 1 следует, что по мере развития трещины сжимающие остаточные напряжения к её дну растут и достигают подповерхностного максимума, останавливая тем самым рост трещины. В связи с этой особенностью сопротивления усталости за искомым критерий логично взять остаточные напряжения по всей толщине упрочнённого поверхностного слоя, включающие в себя и дополнительные остаточные напряжения, возникающие за счёт перераспределения остаточных усилий детали в результате образования трещины.

Поэтому критерий $\sigma_z^{ног}$ является достоверным лишь при прогнозировании сопротивления усталости деталей с поверхностными дефектами, то есть при определении предела выносливости по трещинообразованию, и не применим при прогнозировании предела выносливости по разрушению, что часто встречается в машиностроении. В работе [3] также было установлено, что использование критерия $\sigma_z^{ног}$ не является целесообразным из-за большого рассеивания соответствующего коэффициента влияния ψ_p .

Второй критерий $\bar{\sigma}_{осм}$ получен в работе [4] при использовании решения задачи [5] о дополнительных остаточных напряжениях в наименьшем сечении детали после нанесения надреза полуэллиптического профиля на упрочнённую поверхность в виде:

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

где $\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в наименьшем сечении детали; $\xi = y/t_{кр}$ – расстояние от дна концентратора до текущего слоя, выраженное в долях $t_{кр}$ (рис. 2); $t_{кр}$ – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей при работе детали на пределе выносливости.

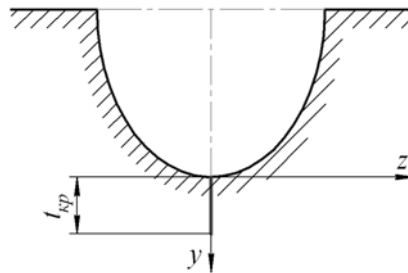


Рис. 2. Нераспространяющаяся трещина усталости

Как следует из (2), данный критерий учитывает влияние остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя, что делает возможным его использование именно там, где происходит разрушение – на дне трещины.

Для прогнозирования предела выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений необходимо знать две величины: критическую глубину нераспространяющейся трещины усталости $t_{кр}$ и коэффициент $\bar{\psi}_p$ ($\bar{\psi}_\sigma, \bar{\psi}_\tau$) влияния поверхностного упрочнения по критерию $\bar{\sigma}_{осм}$.

Коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$ влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости в случае изгиба и растяжения-сжатия, полученный экспериментальным путём, в общем виде описывается следующим выражением [6]:

$$\bar{\psi}_\sigma = 0,612 - 0,081\alpha_\sigma, \quad (3)$$

где α_σ – теоретический коэффициент концентрации напряжений.

Значение $t_{кр}$ определяется только размерами опасного поперечного сечения детали и вычисляется по формуле [7]:

$$t_{кр} = 0,0216 D, \quad (4)$$

где D – диаметр поперечного сечения детали.

Рассмотрим влияние некоторых эксплуатационных факторов на работу детали в течение всего жизненного цикла.

Тип деформации. В работе [7] было показано, что при $\alpha_\sigma = 2,5 - 3$ в случае изгиба коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$ можно принять равным $\bar{\psi}_\sigma \cong 0,36$. Для большой группы авиационных деталей (валы, рессоры, торсионы) характерной деформацией является переменное кручение. Для исследования влияния остаточных напряжений на предел выносливости при кручении были изготовлены образцы из сталей 30ХГСА, ЭИ961 и алюминиевого сплава В95 [8]. На упрочнённые и неупрочнённые образцы диаметром $D = 12$ мм из стали ЭИ961 и сплава В95 безнаклёпным способом наносились надрезы полукруглого профиля с радиусом $\rho_0 = 0,3$ мм, из стали 30ХГСА – с $\rho_0 = 0,35$ мм. Распределение осевых σ_z остаточных напряжений по толщине a поверхностного слоя после гидродробеструйной обработки (ГДО) в гладких образцах и в образцах с надрезом приведено на рис. 3.

Необходимо отметить, что при кручении вид нераспространяющейся трещины усталости кардинально отличается от вида при изгибе. Характер трещины прерывистый и её размеры при обходе по контуру излома имеют значительные отклонения от средней глубины $t_{кр}$, однако среднее значение $t_{кр}$ соответствует зависимости (4).

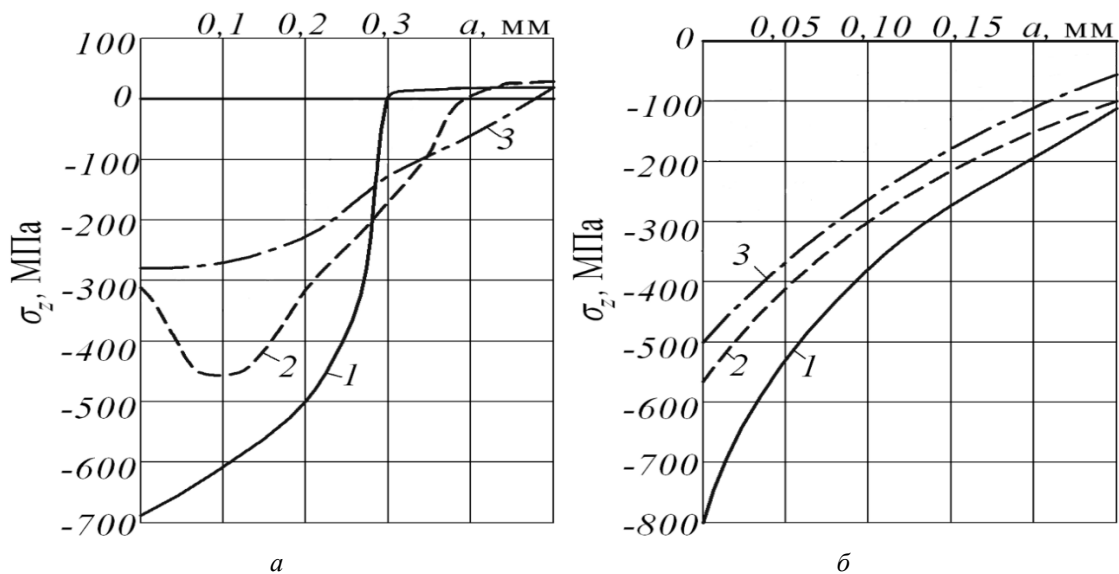


Рис. 3. Остаточные напряжения в гладких образцах (а) и в образцах с надрезом (б) после ГДО: 1 – ЭИ961; 2 – 30ХГСА; 3 – В95

Результаты определения предела выносливости при кручении τ_{-1} представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты испытаний на усталость и определение остаточных напряжений при кручении

Материал	Размеры образцов и концентраторов			Неупрочнённые образцы	Упрочнённые образцы			
	D_1 , мм	D , мм	ρ_0 , мм		τ_{-1} , МПа	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_\tau$
30ХГСА	12	11,3	0,35	180,7	222,5	0,235	-233	0,179
ЭИ961	12	11,4	0,30	244	300	0,240	-293	0,191
В95	12	11,4	0,30	37,5	72,5	0,250	-193	0,180

Из табл. 1 видно, что коэффициент $\bar{\psi}_\tau$ влияния упрочнения на предел выносливости при кручении имеет небольшой разброс и составляет в среднем 0,181, что вдвое меньше значения аналогичного коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$ при изгибе и растяжении-сжатии.

Так же, как и при изгибе, коэффициент $\bar{\psi}_\tau$ не зависит от степени неравномерного наклёпа на дне концентратора. При изменении остаточных напряжений на поверхности надреза образцов из стали 30ХГСА от -222 до -584 МПа коэффициент $\bar{\psi}_\tau$ также не изменяется. Следовательно, выводы о закономерностях влияния сжимающих остаточных напряжений на предел выносливости при изгибе справедливы и для кручения с той лишь разницей, что коэффициент $\bar{\psi}_\tau$ в два раза меньше, чем коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$.

Также было рассмотрено влияние остаточных напряжений на предел выносливости при растяжении-сжатии, для чего изготавливались образцы диаметром 10 мм из тех же материалов, что и при кручении, половина из них подвергалась ГДО. Затем на упрочнённые и неупрочнённые образцы наносились надрезы полукруглого профиля радиусом $\rho_0 = 0,3$ мм. Распределение осевых σ_z остаточных напряжений по толщине a поверхностного слоя, а также результаты испытаний на усталость представлены на рис. 4 и в табл. 2.

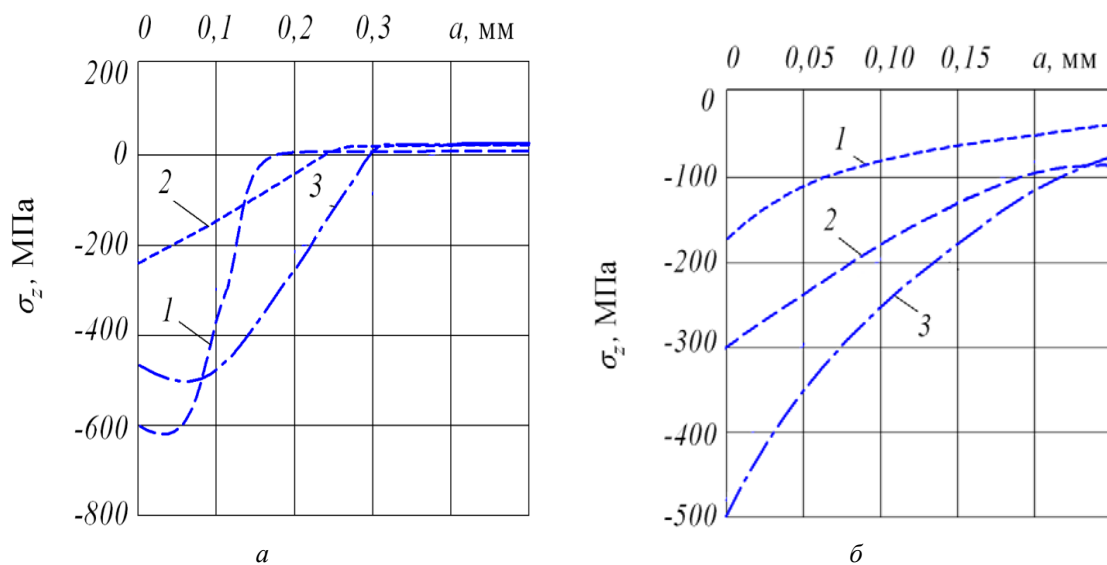


Рис. 4. Остаточные напряжения в гладких образцах (а) и в образцах с надрезом $\rho_0 = 0,3$ мм (б) после ГДО: 1 – Д16Т; 2 – 30ХГСА; 3 – ЭИ961

Таблица 2. Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений при растяжении-сжатии

Материал	Неупрочнённые образцы σ_{-1p} , МПа	Упрочнённые образцы					
		σ_{-1p} , МПа	$\sigma_z^{нов}$ МПа	ψ_σ	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$
30ХГСА	146	198	-300	0,173	0,200	-144	0,361
ЭИ961	151,3	233,4	-500	0,164	0,198	-258	0,357
Д16Т	78,4	105	-160	0,166	0,200	-75,3	0,353

Из данных табл. 2 видно, что прогнозирование предела выносливости упрочнённых деталей с использованием критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ для образцов с одинаковой степенью концентрации напряжений приводит к таким же результатам, как и при изгибе, что подтверждается примерным равенством коэффициентов влияния поверхностного упрочнения $\bar{\psi}_\sigma$ по данному критерию.

Рабочая температура. Значительное количество деталей в газотурбинных двигателях работают в условиях высоких температур. Для учёта влияния рабочей температуры на предел выносливости деталей были проведены испытания на усталость образцов диаметром 7,5 мм после алмазного выглаживания из стали ЭИ961 и диаметром 10 мм из алюминиевого сплава В95 после упрочнения дробью. Далее стальные образцы выдерживались в печи в течение 100 часов при температуре 400°С, алюминиевые – при температуре 125°С. На упрочнённые и неупрочнённые образцы наносились надрезы полукруглого профиля с $\rho_0 = 0,3$ мм. Затем определялись остаточные напряжения и проводились испытания на усталость при изгибе в случае симметричного цикла. Результаты испытаний и определения остаточных напряжений приведены на рис. 5, 6 и в табл. 3.

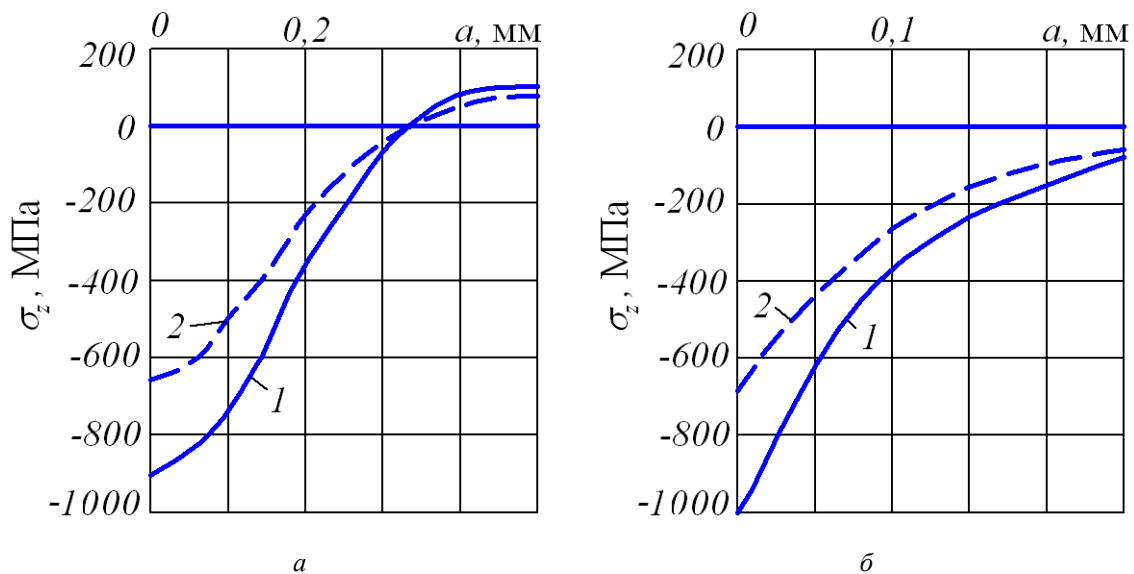


Рис. 5. Остаточные напряжения в гладких образцах (а) и в образцах с надрезом (б) из стали ЭИ961 после упрочнения: 1 – $T = 20^\circ\text{C}$; 2 – $T = 400^\circ\text{C}$

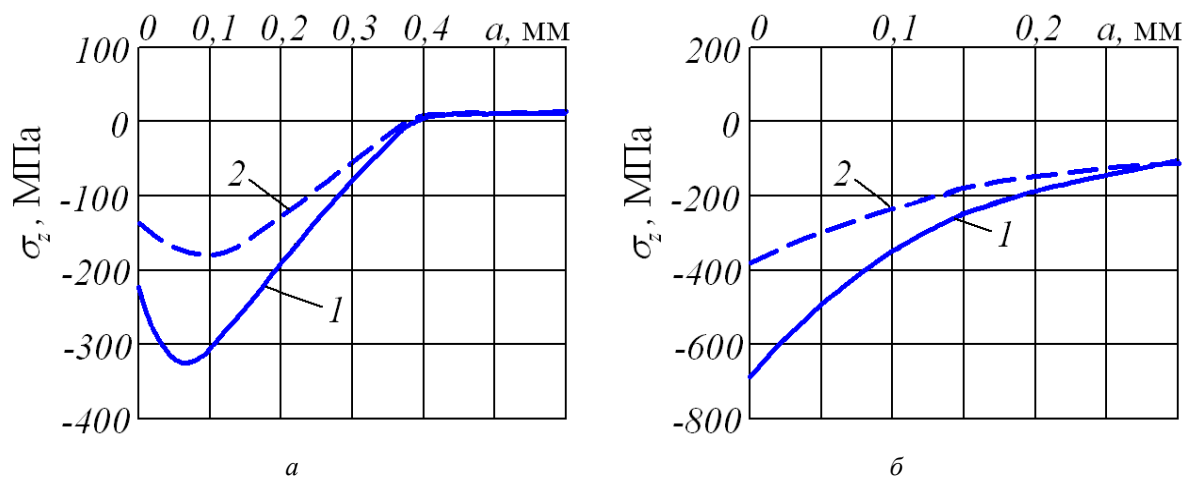


Рис. 6. Остаточные напряжения в гладких образцах (а) и в образцах с надрезом (б) из сплава В95 после упрочнения: 1 – $T = 20^{\circ}\text{C}$; 2 – $T = 125^{\circ}\text{C}$

Таблица 3. Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений при изгибе

Материал	Температура, °C	Неупрочнённые образцы σ_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы			
			σ_{-1} , МПа	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_{\sigma}$
ЭИ961	20	230	380	0,160	-422	0,356
	400	190	270	0,160	-242	0,331
В95	20	105	200	0,310	-249	0,382
	125	105	155	0,310	-141	0,355

Из данных табл. 3 видно, что после термоэкспозиции остаточные напряжения релаксируют. Коэффициент $\bar{\psi}_{\sigma}$, учитывающий влияние поверхностного упрочнения через критерий среднеинтегральных остаточных напряжений, как для стальных, так и для алюминиевых образцов достаточно близок к значению $\bar{\psi}_{\sigma} = 0,36$.

Асимметрия цикла нагружения. Многие детали в машиностроении работают в условиях несимметричного цикла нагружения. В связи с этим возникает вопрос о применимости критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ для прогнозирования предела выносливости изделий, работающих в таких условиях.

Для выяснения влияния данного фактора на коэффициент $\bar{\psi}_{\sigma}$ были проведены испытания образцов из стали 45, как упрочнённых, так и неупрочнённых, при растяжении-сжатии со средним напряжением цикла σ_m . Результаты представлены в табл. 4.

Таблица 4. Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений

σ_m , МПа	Неупрочнённые образцы σ_{Ra} , МПа	Упрочнённые образцы			
		σ_{Ra} , МПа	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_{\sigma}$
0	152,5	200	0,206	-134	0,355
50	137,5	-	-	-	-
100	135	180	0,205	-134	0,336
200	132,5	155	0,207	-134	0,167

Из данных табл. 4 видно, что с увеличением средних напряжений предельная амплитуда цикла σ_{Ra} уменьшается, как для упрочнённых, так и для неупрочнённых образцов. Также уменьшается и коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$, равный 0,36 только при нулевом среднем напряжении цикла. Данные результаты говорят о невозможности напрямую применить критерий $\bar{\sigma}_{ост}$ в случае асимметрии цикла нагружения. Однако если использовать диаграмму Ганна предельных амплитуд напряжений, то имеется формула для коэффициента влияния $\bar{\psi}_\sigma^{(m)}$ через сопротивление разрыву материала S_k [7]:

$$\psi_\sigma^{(m)} = \bar{\psi}_\sigma - \frac{\sigma_{-1p} (\sigma_m - \sigma_m^T)}{S_k \bar{\sigma}_{ост}}, \quad (5)$$

где σ_m^T – среднее напряжение, при котором в концентраторе без остаточных напряжений появляются первые пластические деформации; S_k – сопротивление разрыву. Формула (5) справедлива при $\sigma_m > \sigma_m^T$, а если $\sigma_m \leq \sigma_m^T$, то коэффициент $\bar{\psi}_\sigma^{(m)} = \bar{\psi}_\sigma$. Используя данную зависимость, можно вычислить предел выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений, что говорит о его применимости при несимметрично действующих напряжениях.

Таким образом, по результатам проведённых исследований влияния различных эксплуатационных факторов, действующих на детали на протяжении всего их жизненного цикла в пределах назначенного ресурса, можно утверждать, что прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей следует проводить по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений.

Библиографический список

1. Павлов В.Ф., Вакулюк В.С., Чирков А.В., Сазанов В.П. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей в условиях концентрации напряжений // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2011. Т. 15, № 4 (44). С. 111-115.
2. Иванов С.И., Павлов В.Ф. Влияние остаточных напряжений на выносливость ненаклёпанного материала // В кн.: «Вопросы прикладной механики в авиационной технике». Вып. 66. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1973. С. 70-75.
3. Школьник Л.М., Девяткин В.П. Повышение прочности шестерён дробеструйным наклёпом // Вестник машиностроения. 1950. № 12. С. 13-15.
4. 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.
5. Иванов С.И., Шатунов М.П., Павлов В.Ф. Влияние остаточных напряжений на выносливость образцов с надрезом // В кн.: «Вопросы прочности элементов авиационных конструкций». Вып. 1. Куйбышев: КуАИ, 1974. С. 88-95.
6. Кирпичёв В.А., Букатый А.С., Филатов А.П., Чирков А.В. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2011. Т. 15, № 4 (44). С. 81-85.
7. 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.

8. Павлов В.Ф., Прохоров А.А. Связь остаточных напряжений и предела выносливости при кручении в условиях концентрации напряжений // Проблемы прочности. 1991. № 5. С. 43-46.

PREDICTION OF ENDURANCE LIMIT OF HARDENED PARTS WITH ACCOUNT OF OPERATIONAL FACTORS

© 2018

- V. F. Pavlov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Strength of Materials; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sopromat@ssau.ru
- V. A. Kirpichev** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Strength of Materials; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sopromat@ssau.ru
- P. E. Kiselev** Postgraduate Student of the Department of Strength of Materials; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; dogg199191@mail.ru
- A. A. Shvetsova** Postgraduate Student of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; lcr_063@mail.ru

Fracture endurance limit is one of the main parameters used in calculating the strength of surface hardened parts. The influence of various operational factors along with hardening should be taken into account in predicting this parameter. Prediction of the endurance limit under stress concentration was carried out according to the criterion that takes into account the influence of residual stresses on the surface of the dangerous section of a hardened part, as well as the criterion of the average integral residual stresses over the thickness of the hardened surface layer equal to the critical depth of a non-propagating fatigue crack. The effect of surface hardening on the endurance limit was analyzed taking into account such operational factors as the type of deformation, working temperature, the asymmetry of the loading cycle of specimens made of steels and aluminum alloys. Fatigue tests of cylindrical specimens with circular notches of a semicircular profile were carried out under torsion, bending and tension-and-compression. It was established that the use of the criterion of the average integral residual stresses is quite a good indicator of the effect of surface hardening on the fracture endurance limit taking into account the operational factors studied.

Hardened part; endurance limit prediction; operational factors; criterion of average integral residual stresses.

Citation: Pavlov V.F., Kirpichev V.A., Kiselev P.E., Shvetsova A.A. Prediction of endurance limit of hardened parts with account of operational factors. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 144-153. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-144-153

References

1. Pavlov V.F., Vakuljuk V.S., Chirkov A.V., Sazanov V.P. Prediction of the endurance limit of superficially strengthened details in the conditions of stress concentration. *Vestnik UGATU*. 2011. V. 15, no. 4 (44). P. 111-115. (In Russ.)
2. Ivanov S.I., Pavlov V.F. Vliyaniye ostatochnykh napryazheniy na vynoslivost' ne-naklepannogo materiala. *V kn.: «Voprosy prikladnoy mekhaniki v aviatsionnoy tekhnike»*. Vyp. 66. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1973. P. 70-75. (In Russ.)
3. Shkolnik L.M., Devyatkin V.P. Increasing the strength of gears with shot-blasting. *Vestnik Mashinostroeniya*. 1950. No. 12. P. 13-15. (In Russ.)

4. 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.)

5. Ivanov S.I., Shatunov M.P., Pavlov V.F. Vliyaniye ostatochnykh napryazheniy na vynoslivost' obraztsov s nadrezom. *V kn.: «Voprosy prochnosti elementov aviatsionnykh konstruksiy»*. Vyp.1. Kuybyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1974. P. 88-95. (In Russ.)

6. Kirpichyov 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.)

7. 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.

8. Pavlov V.F., Prokhorov A.A. Correlation of residual stresses and fatigue limit with torsion under conditions of stress concentration Report 1. Substantiation of strength and longevity criteria. *Strength of Materials*. 1991. V. 23, Iss. 5. P. 536-540. DOI: 10.1007/BF00771452

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДИК РАСЧЁТА ТЕПЛОТЫДЕЛЕНИЯ В РАДИАЛЬНО-УПОРНЫХ ШАРИКОПОДШИПНИКАХ

© 2018

Н. И. Петров кандидат технических наук, начальник сектора исследования подшипников;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, г. Москва;
petnic@ciam.ru

Ю. Л. Лаврентьев ведущий инженер сектора исследования подшипников;
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова, г. Москва;
lavrentev@ciam.ru

Приведён обзор отечественных и зарубежных методик расчётной оценки теплового выделения в радиально-упорных шарикоподшипниках. Рассмотрены методики для подшипников общего применения и методики определения теплового выделения в авиационных шарикоподшипниках. Для подшипников общего применения рассмотрены методики, принятые на фирмах-производителях подшипников FAG (Германия) и SKF (Швеция). Для авиационных подшипников рассмотрены методики, разработанные в КАИ, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» и на фирме MTU (Германия). Представлены результаты теплового выделения при испытании подшипников 126206 (30×62×16 мм) и 176126 (130×200×33 мм). Проведено сравнение расчётных значений теплового выделения, полученных по различным методикам, с экспериментальными данными. В результате выполненных исследований определены методики, которые дают наиболее близкие к экспериментальным расчётные значения теплового выделения в шарикоподшипниках и могут быть использованы для оценки теплового выделения в авиационных подшипниках качения при подаче масла через форсунки.

Подшипники качения; тепловыделение; сравнение; методы расчёта.

Цитирование: Петров Н.И., Лаврентьев Ю.Л. Сравнение различных методик расчёта теплового выделения в радиально-упорных шарикоподшипниках // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 154-163. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-154-163

Введение

Подшипники опор роторов современных газотурбинных двигателей (ГТД) работают при значительных нагрузках и высоких частотах вращения, достигающих параметра быстроходности $d_m n = 2,7 \dots 3 \cdot 10^6$ мм·об/мин, что ведёт к значительному выделению тепла в подшипнике и повышению теплового состояния подшипникового узла. При высокой температуре подшипника снижается твёрдость и прочность его элементов, уменьшается толщина масляной плёнки в контакте, уменьшаются величины радиальных зазоров в подшипнике, что приводит к увеличению контактных напряжений и уменьшению долговечности подшипника. В связи с этим на этапе проектирования опор высокооборотных роторов современных двигателей необходимо особое внимание уделять эффективному охлаждению подшипников.

Как показывают зарубежные исследования [1;2], значительная часть дефектов подшипников (около 30...40 %) связана с проблемами их смазывания и охлаждения (рис. 1). Поэтому для обеспечения работоспособности подшипников опор роторов ГТД на этапе проектирования необходимо иметь достаточно точные методы расчёта теплового выделения в подшипниках, чтобы определить способы их охлаждения и требуемую величину прокачки масла.

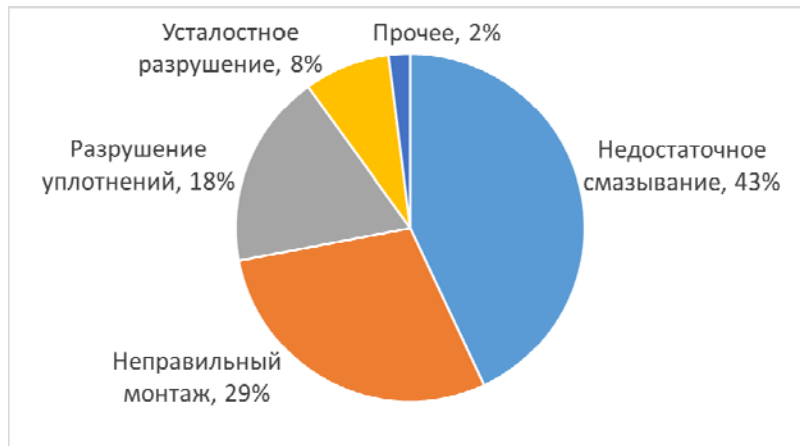


Рис. 1. Причины разрушений подшипников [1]

Тепловыделение в подшипнике в основном связано с трением, возникающим между элементами подшипника (трение качения, трение скольжения), и с выделением тепла, образующимся при перемешивании масла (барботажа). Расчёт тепловыделения в подшипнике с точным учётом всех факторов сложного процесса трения затруднителен. В расчётах должны быть учтены действительное распределение воспринимаемых нагрузок по телам качения, упругогидродинамическое влияние масла в контакте, а также действительное распределение скоростей по пятну контакта каждого тела качения [1;3;4]. В связи с этим на практике для оценки тепловыделения применяются эмпирические зависимости, полученные при обобщении значительного количества экспериментальных данных [1; 5-10].

Методики определения тепловыделения в подшипниках общего применения

Большинство подшипников качения (подшипники общего применения) работают при относительно малых частотах вращения и нагрузках. Отвод тепла от подшипника через корпус и вал и его смазывание в масляной ванне достаточны для обеспечения удовлетворительного теплового состояния таких подшипников. Тепловыделение (Q) трения в этих подшипниках определяется по формуле:

$$Q = 1,047 \cdot 10^{-4} M n,$$

где M – полный момент трения в подшипнике, Н·мм; n – частота вращения подшипника, об/мин.

Момент трения в подшипниках общего применения может быть рассчитан по формуле [2; 8; 11]:

$$M = 0,5 \mu P d,$$

где μ – коэффициент трения; P – эквивалентная динамическая нагрузка на подшипник, Н; d – диаметр отверстия подшипника, мм.

А. Пальмгрен на основе испытаний множества подшипников различных типов и размеров предложил следующую эмпирическую зависимость для определения момента трения в подшипнике [1; 5]:

$$M = M_0 + M_1,$$

где M_0 учитывает вязкое трение в подшипнике и зависит от типа и размера подшипника, частоты вращения и условий смазывания; M_1 учитывает механическое трение и зависит от типа и размера подшипника, величины и направления нагрузки.

Величина момента трения M_0 равна:

$$M_0 = f_0 (vn)^{2/3} d_m^3 \cdot 10^{-7} \text{ при } vn \geq 2000 ,$$

$$M_0 = f_0 160 d_m^3 \cdot 10^{-7} \text{ при } vn < 2000 ,$$

где f_0 – скоростной коэффициент, который зависит от типа подшипника и вида смазывания; ν – кинематическая вязкость смазки при рабочей температуре, мм²/с; n – частота вращения, об/мин; d_m – средний диаметр подшипника, $(d + D)/2$, мм;

Величина механического момента трения M_1 вычисляется по формуле:

$$M_1 = f_1 P_1 d_m ,$$

где $P_1 = 1,5F_a + 3,6F_r$ [5], Н; F_a – осевая нагрузка, Н; F_r – радиальная нагрузка, Н; f_1 – коэффициент, зависящий от типа подшипника и эквивалентной нагрузки.

Данная методика применяется на фирме FAG (Германия) [5] для определения тепловыделения в подшипниках общего применения.

Расчёт момента трения по методике фирмы SKF (Швеция) производится с учётом трения качения, трения скольжения, трения в смазочном материале и трения скольжения в уплотнениях [6]:

$$M_{SKF} = M_{rr} + M_{sl} + M_{seal} + M_{drag} ,$$

где M_{rr} – момент трения качения; M_{sl} – момент трения скольжения; M_{seal} – момент трения уплотнений; M_{drag} – момент трения от сопротивления смазки.

Компоненты трения зависят от геометрии и размеров подшипника (внутренний и наружный диаметры, диаметр тел качений), частоты вращения, величин радиальной и осевой нагрузок и от кинематической вязкости масла.

Рассмотренные методики применимы для частот вращения, не превышающих предельную (номинальную) тепловую частоту вращения подшипника [12], при которой достигается баланс между тепловой мощностью, производимой трением в подшипнике, и тепловым потоком, передаваемым через контактирующие с валом и корпусом поверхности подшипника.

Методики определения тепловыделения в авиационных подшипниках

Для авиационных подшипников, работающих при высоких частотах вращения и больших нагрузках, необходим дополнительный отвод тепла маслом, подаваемым к дорожкам качения подшипника. Для определения тепловыделения в таких подшипниках используются специальные методики.

Методика фирмы MTU. На фирме MTU, которая занимается разработкой наземных и авиационных ГТД, для определения тепловыделения (Вт) в подшипниках применяется следующая эмпирическая зависимость:

$$Q_{MTU} = Ed^\alpha n^\beta v^\gamma F_a^\delta V^\varepsilon (AX^2 + BX + C)^\zeta,$$

где n – частота вращения: $6000 \leq n \leq 24000$ об/мин; d – внутренний диаметр: $40 \leq d \leq 120$ мм; F_a – осевая нагрузка: $F_a \leq 25000$ Н; V – расход масла: $0,83 \leq V \leq 7,5$ л/мин; v – вязкость масла, мм²/с; X – отношение расхода масла через форсунку с ненагруженной стороны подшипника к общему расходу масла; $\alpha, \beta, \gamma, \delta, \varepsilon, \zeta, A, B, C$ – эмпирически определённые коэффициенты.

Формула даёт корректные результаты для температуры масла на входе в подшипник в диапазоне $30^\circ\text{C} \leq T_{\text{вх.масл}} \leq 130^\circ\text{C}$.

Данная зависимость получена М. Flouros [7] на основании более 1000 испытаний подшипников.

Методика КАИ. Во второй половине 70-х годов В.М. Демидович (Казанский авиационный институт – КАИ) предложил метод для определения тепловыделения в подшипниках качения ГТД [8]. В качестве источников тепловыделения были выделены потери на трение и потери при перемешивании масла, которые автор выразил через критерии подобия. Для определения тепловыделения (Вт) в шариковых подшипниках была предложена следующая зависимость:

$$Q_{КАИ} = (14,7 \cdot 10^5 \text{ Re}^{0,214} \text{ Eu}^{0,287} \text{ Pr}^{0,44} + 16,6 \cdot 10^5 \text{ Re}^{-1,25} \text{ Pr}^{-1}) z \rho D_w^2 u^3,$$

где $\text{Pr} = \frac{v}{a}$ – число Прандтля; $\text{Re} = \frac{u D_w}{v}$ – число Рейнольдса; $\text{Eu} = \frac{F_{\text{ср.ш.}}}{\rho (u D_w)^2}$ – число

Эйлера; z – число тел качения; ρ – плотность масла, кг/м³; D_w – диаметр шарика, м; u – линейная скорость сепаратора, м/с; v – кинематическая вязкость масла, м²/с; a – коэффициент температуропроводности, м²/с; $F_{\text{ср.ш.}}$ – осреднённая нагрузка на одно тело качения, Н.

Развитие модели В.М. Демидовича нашло место в работах [13-15].

Методики, разработанные в ЦИАМ. На основании испытаний, проведённых в конце 50-х годов на подшипниковых стендах ЦИАМ им. П.И. Баранова, А.И. Ерощиным были выведены эмпирические зависимости для определения тепловыделения в высокооборотных авиационных роликовых и шариковых подшипниках [9]. Тепловыделение (Вт) в радиальных и радиально-упорных шарикоподшипниках при интенсивном циркуляционном смазывании определяется по эмпирической формуле:

$$Q_{ЦИАМ-1} = 4,2 K_\eta \left[(2,2 + 1,5V) \cdot 10^{-2} e^{\lambda_{ш} d n} + \Delta Q_{шr} + \Delta Q_{ша} \right] \cdot 10^3,$$

где V – общая прокачка масла, л/мин; K_η – коэффициент, учитывающий влияние вязкости масла на трение подшипников. Параметр $\lambda_{ш}$ учитывает расход масла, подаваемого в подшипник. Слагаемые $\Delta Q_{шr}, \Delta Q_{ша}$ учитывают влияние на тепловыделение радиальной и осевой нагрузок [9].

Развитие исследований тепловыделения в авиационных подшипниках во ФГУП «ЦИАМ П.И. Баранова» продолжили Н.К. Аксёнов и Н.И. Петров. На основе регрессионного анализа экспериментальных данных получены эмпирические зависимости тепловыделения (Вт) для радиально-упорных шариковых подшипников и ради-

альных роликовых подшипников, включая межроторные, опор роторов авиационных двигателей [10]:

$$Q_{ЦИАМ-2} = A \left(\frac{d_m n}{10^5} \right)^b P_{экв}^c V_M^d T_{M.вх}^e,$$

где $d_m n \leq 3,5 \cdot 10^6$ мм·об/мин – параметр быстроходности; $P_{экв}$ – эквивалентная нагрузка на подшипник, кгс; V_M – расход масла $1,5 \leq V_{MM} \leq 7$ л/мин; $T_{M.вх}$ – температура масла на входе в подшипнике, °С; A, b, c, d, e – эмпирически определённые коэффициенты, которые зависят от типа и размеров подшипников. Коэффициенты определены для трёх групп подшипников. Первая группа – подшипники с внутренним диаметром от 20 до 55 мм, вторая группа – подшипники с внутренним диаметром от 55 до 100 мм и третья группа – подшипники с внутренним диаметром от 100 до 150 мм.

Экспериментальные исследования тепловыделения в авиационных подшипниках

Наиболее теплонагруженными подшипниками в авиационных двигателях являются радиально-упорные подшипники с трёх- или четырёхточечным контактом, которые способны удерживать значительную осевую нагрузку в двух направлениях.

На подшипниковых стендах Т14-15 ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» проведены испытания радиально-упорных шарикоподшипников 126206 (30×62×16 мм) и 176126 (130×200×33 мм). В процессе испытаний производился контроль частоты вращения подшипников, радиальной и осевой нагрузок, температуры масла на входе и выходе из подшипника, температуры наружного кольца подшипника. Подшипники смазывались синтетическим маслом ИПМ-10. Подача масла в подшипник производилась через форсунки.

Принималось, что на установившемся тепловом режиме всё тепло, выделяющееся в подшипнике, отводится от него маслом, т.е. $Q_{эксн} = Q_M$ [8; 9].

Количество теплоты (Вт), отводимое маслом, определялось по уравнению:

$$Q_{эксн} = Q_M = \frac{C_p \rho V}{60} (T_{вх} - T_{вых}),$$

где C_p – теплоёмкость масла, Дж/(кг·°С); ρ – плотность масла, г/см³; V – расход масла, л/мин; $T_{вх}, T_{вых}$ – температуры масла на входе и выходе из подшипника, °С.

Испытания подшипника 126206 проведены в диапазоне частот вращения $n = 2000 \dots 45000$ об/мин ($d_m n = 0,1 \dots 2,06 \cdot 10^6$ мм·об/мин). Радиальная нагрузка на подшипник составляла $F_r = 350$ Н, осевая – $F_a = 1400$ Н. Расход масла через подшипник составлял $V = 1,5$ л/мин. Температура масла на входе в подшипник составляла 25...40°С.

Испытания подшипника 176126 проведены в диапазоне частот вращения $n = 6000 \dots 14000$ об/мин ($d_m n = 1 \dots 2,31 \cdot 10^6$ мм·об/мин). Осевая и радиальная нагрузки на подшипник составляли $F_a = 30000$ Н и $F_r = 3500$ Н. Расход масла через подшипник составлял $V = 3,8$ л/мин. Температура масла на входе в подшипник составляла 100°С.

Анализ результатов

По вышеприведённым методикам FAG, SKF, MTU, КАИ и ЦИАМ для каждого режима испытаний был выполнен расчёт тепловыделения в исследуемом подшипнике и определено тепло, отводимое от подшипника маслом.

На рис. 2, 3 приведены расчётные и экспериментальные данные, полученные для исследуемых подшипников. Представленные графики показывают, что для подшипника малой размерности ($d = 30$ мм) наиболее близки к экспериментальным значениям результаты расчёта тепловыделения, полученные по методикам КАИ, MTU и SKF, а для подшипника с внутренним диаметром $d = 130$ мм наилучшую сходимость с экспериментом показали результаты расчёта тепловыделения по методикам ЦИАМ-2 и MTU.

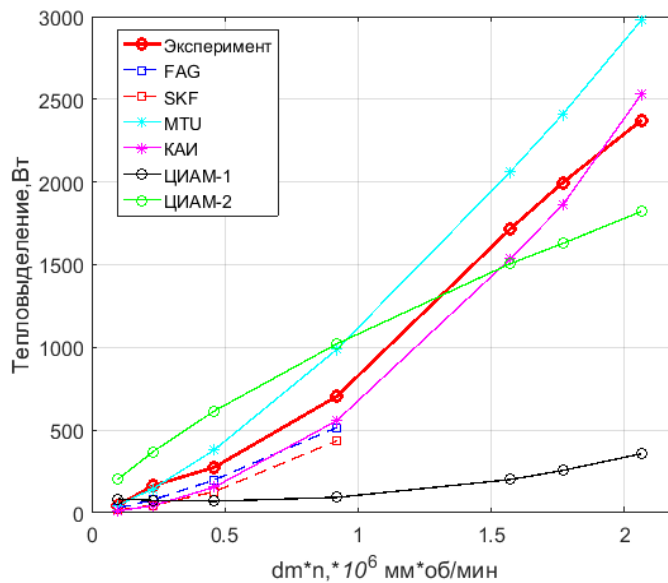


Рис. 2. Расчётные и экспериментальные данные для подшипника 126206 ($F_r = 350$ Н; $F_a = 1400$ Н; $V = 1,5$ л/мин; $T_{м\text{ex}} = 25...40$ °С)

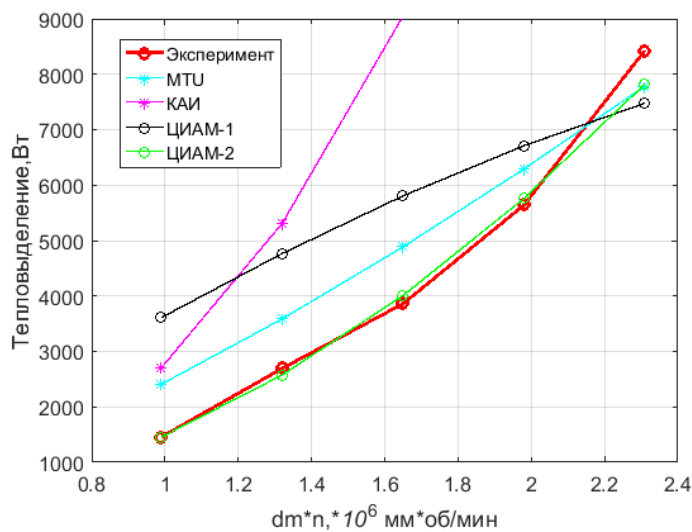


Рис. 3. Расчётные и экспериментальные данные для подшипника 176126 ($F_r = 3500$ Н; $F_a = 30000$ Н; $V = 3,8$ л/мин; $T_{м\text{ex}} = 100$ °С)

С целью определения методики, дающей результаты расчёта, наиболее близкие к экспериментальным данным, проведена оценка среднеквадратичного отклонения (СКО):

$$S = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (Q_{расч} - Q_{эксп})^2},$$

где $Q_{расч}$ и $Q_{эксп}$ – расчётные и экспериментальные значения тепловыделения, n – количество точек эксперимента.

Результаты приведены в таблице.

Таблица. Среднеквадратичные отклонения (СКО в кВт) расчётных результатов тепловыделения от экспериментальных данных для подшипников 126206 и 176126

Методика	Подшипник 126206		Подшипник 176126
	$n \leq n_{пред}$	$n > n_{пред}$	$n > n_{пред}$
FAG*	0,06	—*	—*
SKF*	0,11	—*	—*
MTU	0,06	0,43	0,85
КАИ	0,10	0,16	9,16
ЦИАМ-1	0,13	1,56	1,72
ЦИАМ-2	0,25	0,38	0,29

*Методики не применимы при частотах вращения, превышающих предельную частоту вращения [16]

Следует отметить, что методики SKF и FAG применимы для частот вращения, не превышающих предельную частоту вращения, которая для подшипника 126206, согласно каталогу ЕПК [16], составляет $n_{пред} = 16000$ об/мин ($d_m n = 0,74 \cdot 10^6$ мм·об/мин), а для подшипника 176126 составляет $n_{пред} = 5000$ об/мин ($d_m n = 0,83 \cdot 10^6$ мм·об/мин).

В результате определения среднеквадратичного отклонения наиболее близкими к результатам эксперимента для подшипника 126206 при частотах вращения, не превышающих предельно допустимую, являются значения, полученные по методикам КАИ, FAG, MTU и SKF (СКО не более 0,11 кВт).

Для частот вращения, превышающих предельно допустимую, наиболее близкими к результатами эксперимента являются значения, полученные по методикам КАИ, MTU и ЦИАМ-2 (СКО не более 0,5 кВт). Методика ЦИАМ-1 даёт заниженные значения тепловыделения. Вероятно, это связано с тем, что данная методика была получена на основе испытаний тяжело нагруженных подшипников с внутренним диаметром от 100 мм и выше при их смазывании трансформаторным маслом.

Наиболее близкими к результатам эксперимента для подшипника 176126 являются значения, полученные по методикам ЦИАМ-2 (СКО не более 0,3 кВт) и MTU. Методика ЦИАМ-1 даёт несколько завышенные значения тепловыделения (СКО 0,85 и 1,72 кВт соответственно). Результаты, полученные по методике КАИ, имеют значительное отклонение от результатов эксперимента. Методики SKF и FAG не применимы для испытанных режимов подшипника 176126.

Заключение

Для подшипников малой размерности ($d = 30$ мм) при частотах вращения, не превышающих предельно допустимое значение, наиболее близкими к результатам экспе-

римента являются величины тепловыделения, полученные по методикам КАИ, FAG, MTU и SKF. Для частот вращения, превышающих предельно допустимое значение, наиболее близкими к результатам эксперимента являются значения, полученные по методикам КАИ, MTU и ЦИАМ-2. Для подшипников с внутренним диаметром 130 мм наиболее близкими к результатам эксперимента являются значения, полученные по методике ЦИАМ-2 и MTU.

Таким образом, для оценки тепловыделения в авиационных радиально-упорных шарикоподшипниках, работающих в широком диапазоне частот вращения, могут быть использованы методики MTU и ЦИАМ-2.

Авторы выражают благодарность Н.К. Аксёнову, Д.В. Калинин, Е.В. Кожаринову за полезные советы и замечания, высказанные в ходе обсуждения статьи.

Библиографический список

1. Harris T.A., Kotzalas M.N. Advanced concepts of bearing technology. CRC Press, 2007. 352 p.
2. Bearing damage and failure analysis, SKF Group, PUB BU/I3 14219EN, 2014.
3. Harris T.A., Mindel M.H. Rolling element bearing dynamics // Wear. 1973. V. 23, Iss. 3. P. 311-337. DOI: 10.1016/0043-1648(73)90020-3
4. Pradee K.Gupta. ADORE. Advanced dynamics of rolling elements, 2014.
5. Rolling Bearing Lubrication, FAG, Publ. No. WL 81 115/4 EA 2012 Edition.
6. Rolling Bearings SKF, PUB BU/P1 10000/3 EN, 2016.
7. Flouros M. Correlations for heat generation and outer ring temperature of high speed and highly loaded ball bearings in an aeroengine // Aerospace Science and Technology. 2006. V. 10, Iss. 7. P. 611-617. DOI: 10.1016/j.ast.2006.08.002
8. Демидович В.М. Исследование теплового режима подшипников ГТД. М.: Машиностроение, 1978. 171 с.
9. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчёт на прочность деталей машин. Справочник. М.: Машиностроение, 1979. 702 с.
10. Аксёнов Н.К., Петров Н.И., Струков А.А. Исследование теплового состояния подшипников опор перспективных авиационных двигателей // Сб. трудов XIII международного конгресса двигателестроителей. Харьков: Харьковский авиационный институт, 2008. С. 69-72.
11. Ball and roller bearings. General catalog. NTN corporation, 2001. <http://www.upk1.ru/d/115304/d/obschiy-katalog-ntn.pdf>
12. ГОСТ 32305-2013. Подшипники качения. Номинальная тепловая частота вращения. Расчёт и коэффициенты. М.: Стандартиформ, 2014. 15 с.
13. Егоров С.В., Арасланов А.М., Зайденштейн Г.И., Маливанов Н.Н. Методика расчёта теплового режима средней опоры ГТД, состоящей из радиально-упорных шарикоподшипников и торцевых контактных уплотнений // Авиационно-космическая техника и технология. 2005. № 9 (25). С. 93-96.
14. Демидович Е.В., Арасланов А.М., Зайдейнштейн Г.И., Маливанов Н.Н. Тепловой режим роликоподшипников, работающих в условиях проскальзывания // Авиационно-космическая техника и технология. 2006. № 8 (34). С. 113-116.
15. Кикоть Н.В., Марчуков Е.Ю. Исследование и разработка метода анализа теплового состояния межроторных роликовых подшипников ГТД // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16, № 4. С. 32-36.
16. Каталог 2013. ЕРК. Дивизион специальных подшипников. 2013.

COMPARISON OF HEAT GENERATION ESTIMATION METHODS FOR ANGULAR CONTACT BALL BEARINGS

© 2018

N. I. Petrov Candidate of Science (Engineering), Head of Bearing Research Group;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
petnic@ciam.ru

Yu. L. Lavrentyev Leading Engineer;
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;
lavrentev@ciam.ru

The article reviews domestic and foreign methods of estimating heat generation in angular contact ball bearings. Models for general-purpose bearings and for aviation angular contact ball bearings are considered. Models adopted at bearing manufacturers FAG (Germany) and SKF (Sweden) are considered for general-purpose bearings. Models developed at the KAI, CIAM named after P.I. Baranov and MTU (Germany) are considered for aviation bearings. The results of heat generation obtained in testing bearings 126206 (30×62×16 mm) and 176126 (130×200×33 mm) are presented. The calculated heat generation values, obtained by various methods, are compared with the experimental data. On the basis of the research the models that yield the calculated values of heat generation in ball bearings closest to the experimental data are specified. They can be used to estimate heat generation in aviation roller bearings with oil jet lubrication.

Bearings; heat generation; comparison; calculation methods.

Citation: Petrov N.I., Lavrentyev Yu.L. Comparison of heat generation estimation methods for angular contact ball bearings. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 154-163.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-154-163

References

1. Harris T.A., Kotzalas M.N. Advanced concepts of bearing technology. CRC Press, 2007. 352.
2. Bearing damage and failure analysis, SKF Group, PUB BU/I3 14219EN, 2014.
3. Harris T.A., Mindel M.H. Rolling element bearing dynamics. *Wear*. 1973. V. 23, Iss. 3. P. 311-337. DOI: 10.1016/0043-1648(73)90020-3
4. Pradeep K.Gupta. ADORE. Advanced dynamics of rolling elements, 2014.
5. Rolling Bearing Lubrication, FAG, Publ. No. WL 81 115/4 EA 2012 Edition.
6. Rolling Bearings SKF, PUB BU/P1 10000/3 EN, 2016.
7. Flouros M. Correlations for heat generation and outer ring temperature of high speed and highly loaded ball bearings in an aeroengine. *Aerospace Science and Technology*. 2006. V. 10, Iss. 7. P. 611-617. DOI: 10.1016/j.ast.2006.08.002
8. Demidovich V.M. *Issledovanie teplovogo rezhima podshipnikov GTD* [Analysis of the thermal condition of gas turbine engine bearings]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 171 p.
9. Birger I.A., Shorr B.F., Iosilevich G.B. *Raschet na prochnost' detaley mashin. Spravochnik* [Machine part strength calculation. Reference book]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1979, 702 p.
10. Aksenov N.K., Petrov N.I., Strukov A.A. Issledovaniye teplovogo sostoyaniya podshipnikov opor perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley. *Sb. trudov XIII mezhdunarodnogo kongressa dvigatelestroiteley*. Harkov: Harkov Aviation Institute Publ., 2008. P. 69-72. (In Russ.)
11. Ball and Roller Bearings. General Catalog. NTN corporation, 2001. Available at: <http://www.upk1.ru/d/115304/d/obschiy-katalog-ntn.pdf>

12. GOST 32305-2013. Rolling bearings. Thermal speed rating. Calculation and coefficients. Moscow: Standartinform Publ., 15 p. (In Russ.)
13. Egorov S.V., Araslanov A.M., Zaydenshteyn G.I., Malivanov N.N. Method of calculation of the thermal conditions of the gas turbine engine middle support consisting of angular contact ball bearings and end contact seals. *Aerospace Technic and Technology*. 2005. No. 9 (25). P. 93-96. (In Russ.)
14. Demidovich E.V., Araslanov A.M., Zaydeynshteyn G.I., Malivanov N.N. Thermal conditions of roller bearings operating in slip conditions. *Aerospace Technic and Technology*. 2006. No. 8 (34). P. 113-116. (In Russ.)
15. Kikot N.V., Marchukov E.Yu. Development and investigation of a method to analyze heat conditions for rotor-connecting roller bearings of gas-turbine engines. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*. 2009. V. 16, no. 4. P. 32-36. (In Russ.)
16. Catalog 2013. EPK. Special bearings division. 2013.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРОЧНЯЮЩЕЙ ОБРАБОТКИ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОНСТРУКЦИОННЫХ СТАЛЕЙ

© 2018

- В. П. Сазанов** кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sazanow@mail.ru
- В. Ф. Павлов** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sopromat@ssau.ru
- О. Ю. Семёнова** кандидат технических наук, доцент кафедры высшей математики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sopromat@ssau.ru
- А. А. Прохоров** кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sopromat@ssau.ru

Объектом исследования являются сплошные и полые цилиндрические образцы из конструкционных сталей с надрезами, подвергнутые поверхностному упрочнению гидродробеструйной и пневмодробеструйной обработками. Предметом исследования являются остаточные напряжения в поверхностном слое образцов после упрочнения. Цель работы – исследование влияния остаточных напряжений на многоцикловую усталость, а также установление возможности использования разработанных расчётных методик для оценки эффективности поверхностного упрочнения. Исследования распределения остаточных напряжений в поверхностном слое, а также сопротивления многоцикловой усталости цилиндрических образцов выполнены расчётными и экспериментальными методами. Применение расчётных методов оценки эффективности упрочняющей обработки показало, что расхождение между расчётными и экспериментальными значениями приращений предела выносливости за счёт упрочнения цилиндрических образцов с полукруглым надрезом не превышает 8% при гидродробеструйной обработке (сталь 40Х) и 11% при пневмодробеструйной обработке (сталь 20). Применение расчётных методик определения приращения предела выносливости позволяет проводить оценку эффективности поверхностного упрочнения с достаточной для практики точностью без проведения длительных и дорогостоящих испытаний на усталость.

Поверхностное упрочнение; гидродробеструйная обработка; пневмодробеструйная обработка; остаточные напряжения; предел выносливости.

Цитирование: Сазанов В.П., Павлов В.Ф., Семёнова О.Ю., Прохоров А.А. Оценка эффективности упрочняющей обработки цилиндрических деталей из конструкционных сталей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 164-173.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-164-173

Введение

Надёжность и долговечность деталей машин являются одним из основных факторов, определяющих ресурс изделия в целом. Обеспечение указанных показателей осуществляется путём применения различных способов упрочнения поверхностным пластическим деформированием и химико-термической обработкой деталей. Упрочняющая обработка позволяет значительно повысить предел выносливости деталей, однако различные способы упрочнения обладают рядом особенностей, исследование которых

важно при разработке технологических процессов и оптимизации конструкции ответственных деталей.

Вместе с тем одной из главных задач механики остаточных напряжений является установление связи между остаточными напряжениями и сопротивлением деталей усталости. Наиболее актуально выявление зависимости сопротивления усталости от остаточных напряжений для деталей с концентраторами, так как разрушение этих деталей происходит, как правило, в местах нарушения призматической формы [1-3]. В современном машиностроении у разработчиков конструкций изделий, как правило, существует достаточно широкий выбор методов поверхностного упрочнения деталей и в связи с этим необходимы методики и критерии оценки их эффективности при выборе технологических режимов процесса.

В связи с этим для оценки эффективности упрочняющих технологий и выбора оптимальных режимов процессов уже на стадиях проектирования и разработки конструкторской документации изделий возникает потребность в специализированных расчётно-теоретических и расчётно-экспериментальных методах. Очевидным преимуществом данных методов должен являться тот факт, что выбор вида и параметров технологического процесса упрочнения должен выполняться без проведения дорогостоящих и длительных испытаний деталей или образцов на усталость. В данной работе для исследования применён расчётно-экспериментальный метод, который основан на использовании конечно-элементного моделирования (комплекс PATRAN/NASTRAN), а также экспериментальных механических методов определения остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя. В качестве апробации рассматривались два метода поверхностного пластического деформирования (ППД), которые наиболее широко применяются в технологических процессах упрочнения деталей – гидродробеструйная обработка (ГДО) и пневмодробеструйная обработка (ПДО).

Постановка задачи

Во многих отраслях промышленности успешно применяются различные методы поверхностного пластического деформирования. Процесс пластического деформирования поверхностного слоя может быть выполнен по различным схемам и зависит от многих факторов, таких как механические характеристики материала, форма, усилие и скорость движения деформирующего элемента. После такого процесса в поверхностном слое происходят структурные изменения и формируются сжимающие остаточные напряжения.

Определяющей задачей процесса упрочнения поверхностного слоя является подбор и оптимизация режимов обработки с целью получения наилучших эксплуатационных характеристик деталей. Необходимо подчеркнуть, что обработка, основанная на пластическом деформировании тонкого поверхностного слоя, имеет по сравнению с механической обработкой со снятием стружки (точение, фрезерование, шлифование) ряд преимуществ: сохраняется целостность волокон металла и образуется мелкозернистая структура поверхностного слоя; плавно и стабильно повышается микротвёрдость поверхности; уменьшается шероховатость поверхности; создаются благоприятные сжимающие остаточные напряжения в поверхностном слое.

Применение методов поверхностного упрочнения деталей машин, при условии правильного выбора технологического процесса, приводит к значительному повышению их сопротивления усталости.

Задачами данного исследования являются:

– спрогнозировать предел выносливости упрочнённых деталей расчётно-экспериментальным методом, основанным на использовании критерия среднеинте-

гральных остаточных напряжений с применением современных расчётных комплексов (PATRAN/NASTRAN, ANSYS);

– выполнить анализ и сравнить результаты испытаний на усталость с результатами расчётов по прогнозированию предела выносливости деталей;

– оценить возможность применения апробированных методик для оценки эффективности при выборе методов и режимов технологических процессов упрочнения.

В целях объективной оценки исследуются партии сплошных и полых цилиндрических деталей из сталей 20, 45, 40Х, 30ХГСА после поверхностного упрочнения методами гидродробеструйной и пневмодробеструйной обработок.

Методика расчёта

Как показывают многочисленные эксперименты [4-10], наиболее точно связь между приращением предела выносливости упрочнённых деталей и остаточными напряжениями отражает критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$, предложенный в работе [1]. Данный критерий учитывает влияние на сопротивление усталости не только величины, но и характера распределения остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя опасного сечения детали.

Оценка влияния поверхностного упрочнения на приращение предела выносливости детали $\Delta\sigma_{-1}$ при изгибе в случае симметричного цикла с использованием критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ производится по следующей зависимости:

$$\Delta\sigma_{-1} = \bar{\psi}_{\sigma} |\bar{\sigma}_{ост}|, \quad (1)$$

где $\bar{\psi}_{\sigma}$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$;

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

$\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в опасном сечении детали по толщине поверхностного слоя y ; $\xi = y/t_{кр}$ – 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).

Из формул (1) и (2) видно, что для определения расчётным путём приращения предела выносливости $\Delta\sigma_{-1}$ необходимо знать коэффициент $\bar{\psi}_{\sigma}$ влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости, а также распределение осевых σ_z остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя опасного сечения детали, равной критической глубине $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости.

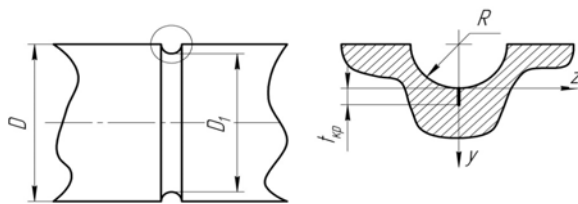


Рис. 1. Цилиндрический образец и нераспространяющаяся трещина усталости

На основании обработки экспериментальных данных для образцов и деталей с различными концентраторами напряжений в работах [4-9] было установлено, что коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$ при симметричном цикле зависит только от степени концентрации напряжений и вычисляется по следующей формуле:

$$\bar{\psi}_\sigma = 0,612 - 0,081\alpha_\sigma, \quad (3)$$

где α_σ – теоретический коэффициент концентрации напряжений.

Из приведённых в исследованиях [2-4] результатов испытаний на усталость поверхностно упрочнённых образцов и деталей следует, что критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости не зависит от вида поверхностного упрочнения, материала, типа и размеров концентратора, величины сжимающих остаточных напряжений, типа деформации, асимметрии цикла напряжений и определяется только размерами опасного поперечного сечения.

Для сплошных цилиндрических образцов и деталей зависимость для $t_{кр}$ имеет следующий вид:

$$t_{кр} = 0,0216D_1, \quad (4)$$

где D_1 – диаметр опасного сечения образца или детали (рис. 1).

Для полых цилиндрических образцов и деталей зависимость для $t_{кр}$ имеет следующий вид:

$$t_{кр} = 0,0216D_1 \left[1 - 0,04 \left(\frac{d}{D_1} \right)^2 - 0,54 \left(\frac{d}{D_1} \right)^3 \right], \quad (5)$$

где D_1 – диаметр опасного сечения образца или детали; d – диаметр отверстия образца или детали.

Результаты исследований

Для проведения экспериментальной части исследования точением с последующим шлифованием были изготовлены сплошные и полые стандартные образцы различного типоразмера из наиболее применяемых в машиностроении конструкционных сталей [4]. Одна половина образцов после изготовления подвергалась электрополированию, другая – поверхностному упрочнению на режимах, характерных для практики авиационных предприятий. Партии деталей из каждого материала и их образцы-свидетели обрабатывались на одном технологическом режиме процесса упрочнения.

Эпюры осевых остаточных напряжений σ_z по толщине a поверхностного слоя в гладких образцах (полые втулки размером 51,5×45 мм) после гидродробеструйной и пневмодробеструйной обработок, определённые методом колец и полосок [11], приведены на рис. 2, 3. Также определялись и окружные остаточные напряжения σ_θ , но в настоящей работе они не приведены, так как в используемые критерии оценки влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости эти напряжения не входят [1]. Однако следует отметить, что после гидродробеструйной и пневмодробеструйной обработок выполняется условие $\sigma_\theta = \sigma_z$ [4].

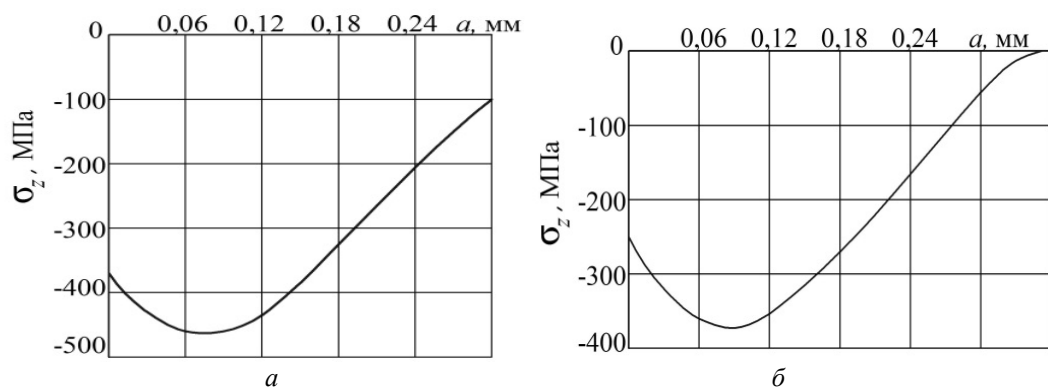


Рис. 2. Распределение осевых σ_z остаточных напряжений в образце-свидетеле диаметром $51,5 \times 45$ мм/мм после ГДО: а – 30ХГСА; б – 40Х

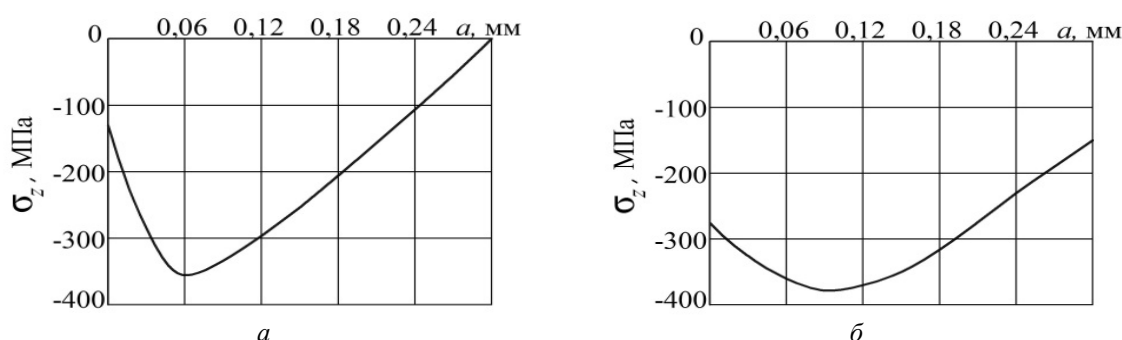


Рис. 3. Распределение осевых σ_z остаточных напряжений в образце-свидетеле диаметром $51,5 \times 45$ мм/мм: а – сталь 20 после ПДО; б – сталь 45 после ГДО

Из рис. 2, 3 видно, что сжимающие остаточные напряжения после упрочнения ГДО в образцах не превышают -450 МПа, а после ПДО не превышают -350 МПа и все зависимости имеют подповерхностный максимум. Толщина слоя со сжимающими остаточными напряжениями для рассматриваемых сталей имеет небольшой разброс по его размеру.

На гладкие неупрочнённые и упрочнённые образцы безнаклёпным способом с использованием электрополирования наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиусом $R=0,3$ мм.

Расчётная часть исследований выполнялась методом конечно-элементного моделирования с использованием комплекса PATRAN/NASTRAN. Конечно-элементные модели гладких образцов и образцов с надрезами в осесимметричной постановке представляют собой четверть сечения цилиндра с наложением соответствующих граничных условий. Для моделирования использовался плоский треугольный элемент типа 2D-Solid с шестью узлами. Моделирование остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя гладких образцов было выполнено методом термоупругости [12].

При определении первоначальных деформаций [13] в конечно-элементной модели гладкого образца в качестве исходных данных использовалось экспериментальное распределение осевых σ_z остаточных напряжений по толщине a упрочнённого поверхностного слоя (рис. 2, 3), определённое методом колец и полосок. Полученные расчётным методом распределения первоначальных деформаций в гладких образцах использовались для расчёта распределения остаточных напряжений в образцах с круговыми

надрезами полукруглого профиля радиуса $R=0,3$ мм, нанесёнными на гладкие образцы после упрочнения, то есть после опережающего поверхностного пластического деформирования.

Значения критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ вычислялись по формуле (2) по толщине поверхностного слоя опасного сечения образцов с надрезами, равной критической глубине $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости. При расчёте критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ использовались распределения осевых σ_z остаточных напряжений в образцах с надрезами $R=0,3$ мм. Данные распределения были получены расчётным путём с применением соответствующих конечно-элементных моделей образцов с надрезами. Значения критической глубины $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости определялись по зависимостям (4) и (5).

Значения коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$ влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$ рассчитывались по формуле (3). При этом величина теоретического коэффициента концентрации напряжений α_σ образцов с надрезами при изгибе определялась методом конечных элементов с использованием расчётного комплекса ANSYS.

После вычисления критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ и коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$ по формуле (1) определялись расчётные значения приращений пределов выносливости $(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$ упрочнённых ГДО и ПДО образцов с надрезами радиуса $R=0,3$ мм.

Значения приращений пределов выносливости при изгибе в случае симметричного цикла σ_{-1} , теоретического коэффициента концентрации напряжений α_σ , коэффициента влияния $\bar{\psi}_\sigma$, среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$, приращений предела выносливости за счёт упрочнения по результатам эксперимента $(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$ и расчёта $(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$, глубин нераспространяющихся трещин усталости $t_{кр}$ приведены в таблице.

Таблица. Результаты расчётного и экспериментального определения приращений пределов выносливости упрочнённых образцов с надрезами из конструкционных сталей

	D , мм	d , мм	D_1 , мм	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	α_σ	$\bar{\psi}_\sigma$	$(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$, МПа	Расхождение, %
Сталь 20 (ПДО)	10	0	9,4	0,203	-122	2,7	0,393	48,0	45,0	6
	25	0	24,4	0,527	-89	2,9	0,377	33,6	30,0	11
	25	15	24,4	0,453	-91	3,0	0,369	33,5	32,5	3
Сталь 45 (ГДО)	15	5	14,4	0,303	-159	2,8	0,385	61,2	57,5	6
	25	15	24,4	0,453	-131	3,0	0,369	48,3	45,0	7
	50	40	49,4	0,733	-87	3,1	0,361	31,4	30,0	4
40Х (ГДО)	25	0	24,4	0,527	-109	2,9	0,377	41,1	42,5	3
	25	10	24,4	0,504	-110	2,9	0,377	41,4	42,5	3
	25	19	24,4	0,380	-117	3,0	0,369	43,2	40,0	8
30ХГСА (ГДО)	10	0	9,4	0,203	-240	2,7	0,393	94,0	90,0	5
	15	0	14,4	0,311	-196	2,8	0,385	75,5	77,5	3
	15	5	14,4	0,303	-211	2,8	0,385	81,3	77,5	5
	15	10	14,4	0,249	-218	2,9	0,377	82,1	80,0	3

Из представленных в таблице данных следует, что эффективность упрочняющей обработки тем выше, чем выше значение среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$, определённых на критической глубине $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости. Также очевидно, что большее значение $\bar{\sigma}_{ост}$ объясняется более полной эпюрой остаточных напряжений за счёт больших величин сжимающих остаточных напряжений и толщины упрочнённого слоя (рис. 2, 3).

В соответствии с таблицей результаты испытаний на усталость неупрочнённых и упрочнённых образцов показали их достаточно высокую сходимость с результатами расчёта приращений пределов выносливости. Из этих результатов следует, что для всех типоразмеров образцов из различных сталей приращение предела выносливости за счёт упрочнения пропорционально значению среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$, определённых на критической глубине $t_{кр}$ нераспространяющейся трещины усталости. Поэтому выбор метода упрочнения и назначения его технологических режимов следует выполнять из условия получения максимального значения среднеинтегральных остаточных напряжений.

Заключение

Проведённые исследования по определению пределов выносливости при изгибе в случае симметричного цикла цилиндрических образцов различного типоразмера из конструкционных сталей 20, 45, 40Х, 30ХГСА показали, что эффективность упрочнения поверхности дробеструйной обработкой определяется значением среднеинтегральных остаточных напряжений, определённых на критической глубине нераспространяющейся трещины усталости.

Использованный в исследовании метод расчёта показал, что расхождение между расчётными и экспериментальными значениями приращений предела выносливости за счёт упрочнения цилиндрических образцов с полукруглым надрезом не превышает 11% при ПДО и 8% при ГДО.

Проведённые исследования показали, что применение расчётно-экспериментальных методов прогнозирования предела выносливости позволит назначать оптимальные по сопротивлению многоциклового усталости режимы и методы поверхностного пластического деформирования деталей сложной формы без проведения длительных и дорогостоящих испытаний на усталость натуральных деталей.

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. Вакулюк В.С. Сопротивление усталости детали в зависимости от толщины упрочнённого слоя при опережающем поверхностном пластическом деформировании // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3 (34), ч. 3. С. 172-176.

6. 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.

7. Кирпичёв В.А., Букатый А.С., Чирков А.В. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых гладких деталей // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. 2012. № 3 (23). С. 102-109.

8. Кирпичёв В.А., Филатов А.П., Каранаева О.В., Чирков А.В., Семёнова О.Ю. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений // Сб. трудов международной научно-технической конференции «Прочность материалов и элементов конструкций». Киев: Институт проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, 2011. С. 678-685.

9. 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.

10. Вакулюк В.С. Исследование влияния толщины упрочнённого слоя на остаточные напряжения во впадине концентратора методом первоначальных деформаций // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. 2010. № 1 (20). С. 222-225.

11. 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.

12. Чирков А.В., Сазанов В.П., 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.

13. Павлов В.Ф., Столяров А.К., Вакулюк В.С., Кирпичёв В.А. Расчёт остаточных напряжений в деталях с концентраторами напряжений по первоначальным деформациям. Самара: Самарский научный центр РАН, 2008. 124 с.

EVALUATING THE EFFICIENCY OF HARDENING TREATMENT OF CYLINDRICAL PARTS MADE OF STRUCTURAL STEELS

© 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

V. F. Pavlov Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Strength of Materials; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sopromat@ssau.ru

O. Yu. Semyonova Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Higher Mathematics; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sopromat@ssau.ru

A. A. Prokhorov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Strength of Materials; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sazanow@mail.ru

The investigated objects are solid and hollow notched cylindrical specimens made of structural steels surface-hardened with the use of two techniques: hydraulic shot blasting and air shot blasting. The subject of the investigation is the residual stresses in the surface layer of the specimens after hardening. The purpose of the work is to investigate the influence of residual stresses on high-cycle fatigue and to establish the possibility of using the developed calculation methods for the evaluation of surface hardening efficiency. Residual stress distribution in the surface layer and high-cycle fatigue resistance of cylindrical specimens were analyzed using calculation and experimental methods. The use of calculation methods for evaluating the efficiency of hardening treatment showed that the difference between the calculated and experimental values of the endurance limit increments due to hardening of cylindrical specimens with semicircular notches does not exceed 8% in the case of hydraulic shot blasting (steel 40X) and 11% in the case of air shot blasting (steel 20). The use of calculation methods for defining the endurance limit increment makes it possible to evaluate the efficiency of surface hardening with practical accuracy without long- run and expensive fatigue tests.

Surface hardening; hydraulic shot blasting; air shot blasting; residual stresses; endurance limit.

Citation: Sazanov V.P., Pavlov V.F., Semyonova O.Yu., Prokhorov A.A. Evaluating the efficiency of hardening treatment of cylindrical parts made of structural steels. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 164-173. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-164-173

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. Vakuljuk V.S. The dependence of detail fatigue resistance on the thickness of hardening layer under outstripping superficial plastic deforming. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3 (34), part 3. P. 172-176. (In Russ.)
6. 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.)
7. Kirpichyov V.A., Bukaty A.S., Chirkov A.V. Anticipating fatigue resistance of surface hardened smooth parts. *University proceedings. Volga region. Technical sciences*. 2012. No. 3 (23). P. 102-109. (In Russ.)
8. Kirpichev V.A., Filatov A.P., Karanaeva O.V., Chirkov A.V., Semenova O.Yu. Surface hardened parts endurance limit prediction under stresses concentration various degree. *Proceedings of the International Conference «Strength of Materials and Structural Elements»*. Kiev: G.S. Pisarenko Institute for Problems of Strength of the National Academy of Sciences of Ukraine Publ., 2011. P. 678-685. (In Russ.)
9. Kirpichev V.A., Bukaty 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.)
10. Vakuljuk V.S. Investigation of influence of thickness hardened layer on the residual stresses in basin concentrator using initial strain. *Journal of Samara State Technical University. Seriya: Physical and Mathematical Sciences*. 2010. No. 1 (20). P. 222-225. (In Russ.)
11. 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.)
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.)
13. Pavlov V.F., Stolyarov A.K., Vakulyuk V.S., Kirpichev V.A. *Raschet ostatochnykh napryazhenii v detalyakh s kontsentratorami napryazhenii po pervonachal'nyim deformatsiyam* [Residual stresses calculation in parts with stress concentrators on initial deformations]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2008. 124 p.

НАГРЕВ И ПЛАВЛЕНИЕ НАСЫПНЫХ КУСКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2018

- В. Л. Федяев** доктор технических наук, главный научный сотрудник Института механики и машиностроения; Федеральный исследовательский центр «Казанский научный центр Российской академии наук»; morenko@imm.knc.ru
- П. П. Осипов** доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник Института механики и машиностроения; Федеральный исследовательский центр «Казанский научный центр Российской академии наук»; petro300@rambler.ru
- А. В. Беляев** кандидат технических наук, доцент кафедры «Материаловедение, сварка и производственная безопасность»; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева; alexey-beljaev@mail.ru
- Л. В. Сироткина** кандидат химических наук, доцент кафедры «Химия»; Казанский государственный энергетический университет; liliya_belyaeva@mail.ru

Пористые, в том числе насыпные, материалы широко применяются при очистке жидких и газообразных сред от механических примесей в качестве теплоизолирующих материалов, рабочих тел разнообразных технологий машиностроения, энергетики, металлургии, химии, нефтехимии и т.д. Целью работы является математическое моделирование переноса тепла в дисперсных насыпных средах, их плавления, получение инженерных оценок ряда важных для практики показателей. Рассматривается насыпная дисперсная среда, состоящая из твёрдых частиц (кусков) разной формы, размеров и состава, хаотически расположенных относительно друг друга. Приводятся соотношения для определения эффективной плотности, теплоёмкости, теплопроводности с учётом лучистого теплообмена между частицами (кусками) применительно к насыпным пористым материалам. С использованием полученных зависимостей решается модельная задача о нагреве и последующем плавлении рассматриваемой дисперсной среды. Оцениваются скорость плавления и время релаксации, в течение которого система, состоящая из расплава и кусков, приходит в термодинамическое равновесие. Предложенный подход можно обобщить на двух- и трёхмерные случаи и применить для математического описания теплового поведения неметаллических пористых материалов.

Пористые материалы; среды; нагрев; плавление; тепловые процессы.

Цитирование: Федяев В.Л., Осипов П.П., Беляев А.В., Сироткина Л.В. Нагрев и плавление насыпных кусковых материалов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 174-182. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-174-182

Введение

Пористые материалы массово применяются в машиностроении, энергетике, металлургии, химии, нефтехимии, в других отраслях промышленности при реализации различных технологий в качестве рабочих сред и теплоизолирующих материалов; при очистке жидкостей и газов от механических примесей [1-20]. Выделим среди них, по нашему мнению, наиболее интересные: во-первых, технологии электродуговой плавки металлов, производства пористых изделий методами порошковой металлургии, нанесения порошковых покрытий на рабочие поверхности деталей и конструкций; во-вторых, процессы теплового поведения дисперсных теплоизоляционных материалов, в том числе насыпных.

Отличительная особенность названных процессов состоит в том, что структура нагреваемого материала весьма сложная, одновременно действуют разные механизмы теплопередачи, причём во многих случаях велика роль лучистого теплообмена, возможно изменение фазового состояния компонентов пористой среды. Поэтому математическое моделирование переноса тепла в этих средах представляет значительные трудности.

Целью настоящей работы является математическое моделирование теплопередачи в дисперсных насыпных средах, их плавления, а также получение инженерных оценок ряда важных для практики показателей.

Математическое описание

Рассматривается насыпная дисперсная среда, состоящая из разных твёрдых кусков, произвольно расположенных в пространстве. Предполагается, что промежутки между ними заполнены газом. Пусть средняя плотность твёрдых частиц ρ_m , тогда эффективная плотность среды определяется как [1;2]

$$\rho_s = (1 - m) + \rho_g m,$$

где m – пористость, ρ_g – плотность газа.

Если теплопроводность газовой среды существенно меньше теплопроводности материала кусков и мала скорость фильтрации газа [5; 21; 22], то перенос тепла за счёт конвекции учитывать не будем.

При контакте твёрдой и газовой фазы кондуктивная теплопередача предполагается малой, не учитывается также перенос тепла через участки соприкосновения соседних кусков, поскольку термические контактные сопротивления велики.

В результате доминирующими в данной дисперсной среде являются следующие виды распространения тепла:

- теплопроводность;
- лучистый теплообмен между более нагретыми и менее нагретыми кусками, когда пустоты между ними заполнены лучепрозрачной средой [8].

Сочетание названных видов теплопередачи вызывает специфическое поведение теплопроводности при увеличении температуры. При малых температурах среда плохо проводит тепло, поры изолируют теплопередачу от куска к куску. С увеличением температуры проводимость резко возрастает и приближается к теплопроводности материала кусков. В результате пористая среда ведёт себя как твёрдое сплошное тело, теплопроводность которого близка к средней теплопроводности материала кусков λ_m .

Для математического описания установленных особенностей теплопереноса выделим элементарный объём (рис. 1), предполагая, что материал дисперсной среды состоит:

- из сплошных кусков, расположенных в направлении теплового потока ξ ;
- кусков, разрывных в этом направлении;
- промежутков между кусками.

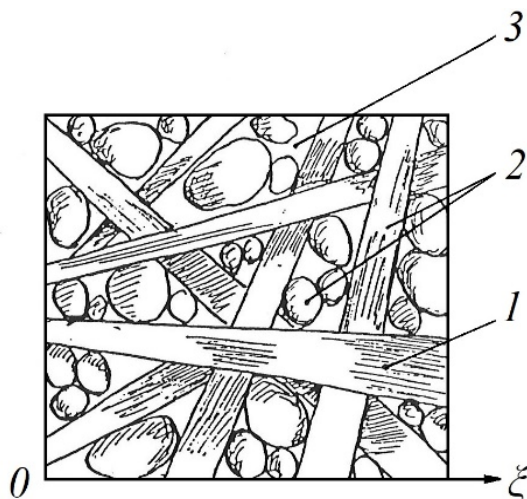


Рис. 1. Элементарный объём трёхкомпонентной среды:
 1 – продольно расположенные куски; 2 – поперечные, разрывные куски; 3 – полости

При этом следует иметь в виду, что поры составляют последовательную цепь с термическими сопротивлениями $R_{\Pi} = 1 / (4 \varepsilon_{\Pi} \sigma \gamma_{\Pi} d_{\Pi} T^3)$, где σ – постоянная Стефана-Больцмана, ε_{Π} характеризует поправку на неполную черноту пор; d_{Π} – средний размер пор в направлении распространения тепла ξ ; T – температура поверхности кусков, близкая к средней температуре среды; $\gamma_{\Pi} = \gamma_{\Pi}(m)$ – фактор формы пор.

Осуществляя осреднение по выделенному элементарному объёму, для оценки коэффициента теплопроводности рассматриваемой среды получим соотношение:

$$\lambda_s = (1 - J_{\Pi}) \lambda_m + J_{\Pi} / (R_m + J_{S\Pi} (R_{\Pi} - R_m)), \quad (1)$$

где J_{Π} – порозность в сечении, поперечном к тепловому потоку; $J_{S\Pi}$ – отношение длины пустот к общей длине элементарного объёма в направлении ξ ; $R_m = 1 / \lambda_m$.

Первое слагаемое в (1) характеризует вклад в теплоперенос кусков первого типа, второй – остальных составляющих среды. Относительный вклад названных частей описывается зависимостью:

$$r_{\Pi} = (1 - J_{S\Pi}) R_m / J_{S\Pi} R_{\Pi} = 4 \varepsilon_{\Pi} \gamma_{\Pi} S_k (1 / J_{S\Pi} - 1), \quad (2)$$

где $S_k = \sigma d_{\Pi} T^3 / \lambda_m$ – критерий Старка; при оценочных расчётах $J_{S\Pi} \sim 1 - \rho_s / \rho_m = m$.

Отметим, что формула (1) аналогична формуле Лоба [3] для ячеистых тел.

Если рассматривать распространение тепла в теле со сквозными отверстиями вдоль потока тепла, то имеем

$$\lambda_s = (1 - m) \lambda_m + m (\alpha_k + 4 \varepsilon_{\Pi} \sigma d_{\Pi} T^3). \quad (3)$$

Здесь α_k – коэффициент, характеризующий конвективный теплообмен. В случае, когда $\alpha_k = 0$, выражение (3) получается из (2) при $J_{S\Pi} = 1$ и $J_{\Pi} = m$, $\gamma_n = 1$.

Естественной является ситуация, при которой распространение тепла в среде моделируется при условии, что в теле находятся сквозные, расположенные хаотически относительно направления потока тепла, отверстия. При этом в (1) $J_{II} = J_{SII} = m$, а коэффициент теплопроводности

$$\lambda_s = (1-m)\lambda_m + m / (R_m + m(R_{II} - R_m)). \quad (4)$$

Возможен также случай, когда $J_{II} = 1$, среда изотропная. Отсюда, согласно (1),

$$\frac{\lambda_s}{\lambda_m} = \frac{1}{1-m + (m / 4\varepsilon_n \gamma_n S_k)}.$$

Можно показать, используя (1), что с ростом температуры среды коэффициент теплопроводности сильно увеличивается, стремясь к своему теоретическому пределу: $\lambda_{\max} = \lambda_m (1 - J_{II} + J_{II} / (1 - J_{SII}))$.

Согласно определению, эффективная температуропроводность среды $a_s = \lambda_s / (c_s \rho_s)$, где $c_s = c_m (1-m) \bar{\rho}_m + c_g m \bar{\rho}_g = c_m (1-m) \bar{\rho}_m$ – эффективная удельная теплоёмкость среды; c_m, c_g – удельная теплоёмкость материала твёрдой, газовой фаз соответственно; $\bar{\rho}_m = \rho_m / \rho_s$, $\bar{\rho}_g = \rho_g / \rho_s$.

Модельная задача

Известно, что перенос тепла в данной среде описывается уравнением:

$$c_s \rho_s \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{d\lambda_s}{dT} (\nabla T \cdot \nabla T) + \lambda_s \nabla^2 T. \quad (5)$$

Если в (5) $\frac{d\lambda_s}{dT}$, ∇T есть малые величины, то

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a_s \nabla^2 T, \quad (6)$$

где, согласно (1), эффективный коэффициент температуропроводности равен

$$a_s = a_m + \frac{\rho_m / \rho_s - 1}{c_s \rho_s R_m + c_s (\rho_m - \rho_s) R_{II}},$$

$$a_m = \lambda_m / c_s \rho_m.$$

Предположим, что вдоль направления распространения тепла на границу рассматриваемой среды воздействует тепловой поток мощностью q . При условии, что в этом же направлении действует сила тяжести, выделим в этом процессе две основные

стадии: первоначального нагрева поверхности среды до температуры плавления и установившегося плавления.

На первой стадии задача заключается в интегрировании уравнения (6), когда $-\lambda_s \partial T / \partial \xi_{\xi=0} = \text{const}$, $T(\tau = 0) = T_0$.

На второй стадии считается, что конвективная передача тепла от расплава к металлу кусков мала (за короткое время стекания расплав не успевает обменяться теплом с ними), скорость плавления w_s постоянна по времени, профиль температуры в среде представляет собой бегущую волну $T = T(\xi - w_s \tau)$. В таком случае решение уравнения (6) при граничных условиях

$$-\lambda_s \partial T / \partial \xi_{|\xi=w_s \tau} = q - \rho_s w_s L_s,$$

$$T_{|\xi=w_s \tau} = T_{nl}, \quad T(\xi, \tau)_{|\xi \rightarrow \infty} \approx T_{u0}$$

определяется соотношением

$$T = T_0 + \Delta T_{nl} \exp(-w_s (\xi - w_s \tau) / a_s), \quad (7)$$

где

$$w_s = q / \rho_s (L_s + c_m \Delta T_{nl}), \quad (8)$$

L_s – скрытая теплота плавления.

Обратимся к области, в которой пространство между кусками занято скопившимся расплавом. Предпосылкой сохранения в жидком металле (расплаве) кусков является то, что расплав при движении вниз не успевает нагреть их. Кроме того, температура жидкого металла фактически равняется T_{nl} , перегрев отсутствует.

Итак, пусть в единице объёма находится среда с насыпной плотностью ρ_s и температурой T_0 . Затем в этот объём поступает расплав с температурой T_{nl} до полного заполнения пустот между кусками. Через некоторое время (время релаксации τ_p) система приходит в термодинамическое равновесие с постоянной температурой T_m . Оценим значения данных параметров.

Очевидно, что время выравнивания температур τ_p зависит от размеров наибольшего куска l следующим образом: $\tau_p \sim l^2 / a_m$. Поскольку энтальпии материала кусков $i_u = c_m \rho_s T_0$ и расплава $i_p = (c_m T_{nl} + L_s)(\rho_l - \rho_s)$ в сумме равняются энтальпии твёрдой фазы $i_m = c_m \rho_l T_m$, имеем $T_m = T_0 + (1 + K_{nl})(1 - \rho_s / \rho_l) \Delta T_{nl}$, где ρ_l – плотность расплава, $K_{nl} = L_s / c_m \Delta T_{nl}$ – критерий фазового перехода. Отсюда предельная плотность среды, при которой в расплаве не остаются твёрдые куски, будет: $\rho_s^* = (1 - (1 + K_{nl})^{-1}) \rho_l$.

В случае воздействия на поверхность элементарного объёма $\xi = 0$ тепловой нагрузки q на первой стадии в результате интегрирования уравнения (6) при названных выше условиях найдём решение:

$$T = T_0 + (2q/\lambda_s) \left((a_s \tau / \pi)^{1/2} \exp(-\xi^2 / 4a_s \tau) - 0,5 \xi^2 F(\xi / 2(a_s \tau)^{1/2}) \right), \quad (9)$$

где F – функция ошибок.

Из (9) следует, что температура плавления на поверхности кусков среды достигается в момент времени $\tau_{nl} = (\pi/a_s)(\lambda_s \Delta T_{nl} / 2q)^2$, ($\Delta T_{nl} = T_{nl} - T_0$). При $a_s = 2,0 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$, $\lambda_s = 40 \text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$, $\Delta T_{nl} = 1500^\circ\text{С}$ и характерных тепловых нагрузках на стадии расплавления материала кусков $q = 1,5 \cdot 10^6 \text{ Вт}/\text{м}^2$ найдём, что $\tau_{nl} \approx 1$ мин, т.е. время первой стадии сравнительно мало.

В период установившегося плавления кусков (вторая стадия) из (7) видно, что основные тепловые возмущения сосредоточены в пограничном слое толщиной $\delta = a_s/w_s$. При указанных выше параметрах $\delta \approx 0,015 \text{ м}$, $w_s \approx 1,3 \cdot 10^{-3} \text{ м}/\text{с}$, т.е. толщина теплового пограничного слоя и скорость смещения межфазной границы в рассматриваемом примере достаточно большие.

На конечной стадии расплавления кусков твёрдого материала в расплаве согласно полученных оценок при $l \approx 0,1 \text{ м}$, $\rho_l \approx 7,1 \cdot 10^3 \text{ кг}/\text{м}^3$, $a_m \approx 0,61 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$, $c_m = 0,85 \text{ кДж}/\text{кг} \cdot \text{К}$, $L_s = 272 \text{ кДж}/\text{кг}$, $\Delta T_{nl} = 1500^\circ\text{С}$, время релаксации $\tau_p \sim 0,5 \text{ ч}$, критерий фазового перехода $K_{nl} \sim 0,21$, предельная плотность среды $\rho_s^* \approx 1,2 \cdot 10^3 \text{ кг}/\text{м}^3$. Это означает, что за время расплавления кусков среды, составляющего около 40 мин, температуры жидкого металла и твёрдых кусков успевают выровняться, причём твёрдая фаза в расплаве практически всегда присутствует.

Заключение

В рассмотренных процессах нагрева и плавления шихты, спекания порошковых материалов, формирования порошковых покрытий движение газовой среды в поровом пространстве незначительно, и поэтому нет необходимости рассматривать в модели переноса тепла конвективную составляющую. Однако существуют многочисленные технологии, например, газопламенного нагрева, резки дисперсных материалов, нагрева (охлаждения) насадок теплообменников-регенераторов, транспирационного охлаждения, конвективной сушки насыпных сред, в которых конвективный теплообмен играет большую роль. Учёт его позволит расширить область применения соответствующих моделей. Кроме того, представленный в работе подход можно обобщить на случаи двух- и трёхмерного распространения тепла, применить для математического моделирования теплового поведения неметаллических пористых материалов.

Библиографический список

1. Нигматулин Р.И. Динамика многофазных сред. Ч. 1. М.: Наука, 1987. 464 с.
2. Нигматулин Р.И. Динамика многофазных сред. Ч. 2. М.: Наука, 1987. 360 с.
3. Чудновский А.Ф. Теплообмен в дисперсных средах. М.: Гостехиздат, 1954. 444 с.
4. Муштаев В.И., Ульянов В.М. Сушка дисперсных материалов. М.: Химия, 1988. 352 с.
5. Кузеванов В.С., Закожурникова Г.С. Модель сушки пористого проницаемого материала при внутреннем нагреве // Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология». 2013. № 14 (136). С. 19-23.

6. Ломовцева Е.Е., Ульянова М.А., Гагапова Н.Ц. О пористой структуре гибридных сорбирующих материалов для осушки воздуха // Вестник Тамбовского государственного технического университета. 2014. Т. 20, № 2. С. 299-305.
7. Ключников А.Д., Иванцов Г.П. Теплопередача излучением в огнетехнических установках. М.: Энергия, 1970. 400 с.
8. Невский А.С. Лучистый теплообмен в печах и топках. М.: Metallurgy, 1971. 439 с.
9. Воскобойников В.Г., Кудрин В.А., Якушев А.М. Общая металлургия. М.: Metallurgy, 1985. 479 с.
10. Осипов П.П., Федяев В.Л. Об организации плавления шихты по оптимальному режиму в электропечах // Сталь. 1994. № 6. С. 41-44.
11. Ровин С.Л., Ровин Л.Е., Жаранов В.А. Расчёт процесса нагрева шихты // Литье и металлургия. 2009. № 3 (52). С. 204-208.
12. Малахова О.И. Влияние способа загрузки металлизированных окатышей на процессы, протекающие при нагреве и плавлении шихты в дуговых печах // Сб. материалов Тринадцатой Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы горно-металлургического комплекса. Наука и производство». Т. 1. Старый Оскол, 2016. С. 84-87.
13. Чередниченко В.С., Бикеев Р.А., Сериков В.А., Кузьмин М.Г. Исследование скоростей плавления шихты в расплаве в сверхмощных дуговых электропечах // Электromеталлургия. 2016. № 8. С. 2-7.
14. Наймушин А.С., Андреев А.Д., Беляев А.В., Федяев В.Л. Моделирование плавления насыпных кусковых материалов // Сб. материалов II Всероссийской научно-практической конференции с международным участием «Наука в движении: от отражения к созданию реальности». М.: Перо, 2017. С. 111-116.
15. Меркер Э.Э., Малахова О.И., Крахт Л.Н., Казарцев В.О. Теплоэнергетические особенности электроплавки железнорудных металлизированных окатышей в дуговой сталеплавильной печи // Сталь. 2017. № 3. С. 22-26.
16. Рудской А.И., Соколов Ю.А., Копаев В.Н. Определение теплофизических свойств материалов для моделирования процесса получения металлических гранул // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. 2014. № 3 (202). С. 170-179.
17. Якушев Е.В., Маслов Е.В., Востриков В.Г., Зубов С.П., Кузнецов М.С., Куликов В.В. Способ выплавки стали в дуговых печах: патент РФ № 2451091; опубл. 20.05.2012; бюл. №14.
18. Белов С.В. Пористые металлы в машиностроении. М.: Машиностроение, 1981. 247 с.
19. Яковлев А.Д. Порошковые краски. Л.: Химия, 1987. 216 с.
20. Моссэ А.Л., Савчин В.В. Плазменные технологии и устройства для переработки отходов. Минск: Белорусская наука, 2015. 414 с.
21. Стерлигов В.В., Шадринцева Д.А. Влияние структуры теплоизоляционных материалов на коэффициент теплопроводности // Известия высших учебных заведений. Чёрная металлургия. 2014. № 2. С. 30-33.
22. Жуков А.Д., Бессонов И.В., Сапелин А.Н., Мустафаев Р.М. Композиционные материалы с регулируемой пористостью // Промышленное и гражданское строительство. 2014. № 6. С. 58-61.

HEATING AND MELTING OF BULK LUMP MATERIALS

© 2018

- V. L. Fedyayev** Doctor of Science (Engineering), Chief Researcher of the Institute of Mechanics and Engineering;
Kazan Scientific Center of Russian Academy of Sciences, Kazan, Russian Federation;
morenko@imm.knc.ru
- P. P. Osipov** Doctor of Science (Phys. & Math.), Leading Researcher of the Institute of Mechanics and Engineering;
Kazan Scientific Center of Russian Academy of Sciences, Kazan, Russian Federation;
petro300@rambler.ru
- A. V. Belyaev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Materials Science, Welding and Production Safety;
Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev, Kazan, Russian Federation;
alexey-beljaev@mail.ru
- L. V. Sirotkina** Candidate of Science (Chemistry), Associate Professor of the Department of Chemistry;
Kazan State Power Engineering University, Kazan, Russian Federation;
liliya_belyaeva@mail.ru

Porous materials, including bulk materials, are widely used for cleaning liquid and gaseous media from mechanical impurities, as heat insulating materials, working bodies in various technologies of mechanical engineering, power engineering, metallurgy, chemistry, petroleum chemistry, food industry, pharmacology, etc. The aim of the work is mathematical modeling of heat transfer in disperse bulk media, their melting, engineering assessment of a number of indicators essential in practice. A bulk disperse medium consisting of solid particles (lumps) of different shapes, sizes and composition, randomly arranged relative to each other, is considered. The article provides relationships for determining effective density, heat capacity, thermal conductivity, taking into account radiant heat transfer between particles (lumps) as applied to porous bulk materials. Using the obtained relationships, the model problem of heating and subsequent melting of the disperse medium under consideration is solved. The melting rate and the relaxation time during which the system consisting of melt and lumps comes to thermodynamic equilibrium are assessed. Though only one-dimensional thermal processes are considered in this paper, the proposed approach can be extended to two- and three-dimensional cases and applied for mathematical description of thermal behavior of nonmetallic porous materials. It is these materials that are mainly used for thermal insulation. Their behavior, especially in extreme, abnormal conditions is of great interest.

Porous materials; environment; heating; melting; thermal processes.

Citation: Fedyayev V.L., Osipov P.P., Belyaev A.V., Sirotkina L.V. Heating and melting of bulk lump materials. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 174-182. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-174-182

References

1. Nigmatulin R.I. *Dinamika mnogofaznykh sred. Ch. 1* [Dynamics of multiphase media. Part 1]. Moscow: Nauka Publ., 1987. 464 p.
2. Nigmatulin R.I. *Dinamika mnogofaznykh sred. Ch. 2* [Dynamics of multiphase media. Part 2]. Moscow: Nauka Publ., 1987. 360 p.
3. Chudnovskiy A.F. *Teploobmen v dispersnykh sredakh* [Heat exchange in disperse media]. Moscow: Gostekhizdat Publ., 1985. 444 p.
4. Mushtayev V.I., Ul'yanov V.M. *Sushka dispersnykh materialov* [Drying of disperse materials]. Moscow: Khimiya Publ., 1988. 352 p.
5. Kuzevanov V.S., Zakozhurnikova G.S. Drying model of the porous permeable material at the internal heating. *International Scientific Journal for Alternative Energy and Ecology*. 2013. No. 14 (136). P. 19-23. (In Russ.)

6. Lomovtseva E.E., Ulyanova M.A., Gatapova N.Ts. On porous structure of sorbing hybrid materials for air drying. *Transactions of the Tambov State Technical University*. 2014. V. 20, no. 2. P. 299-305. (In Russ.)

7. Klyuchnikov A.D., Ivantsov G.P. *Teploperedacha izlucheniym v ognetekhnicheskikh ustanovkakh* [Radiative heat transfer in fire-engineering installations]. Moscow: Energiya-Publ., 1970. 400 p.

8. Nevskiy A.S. *Luchisty teploobmen v pechakh i topkakh* [Radiant heat transfer in ovens and furnaces]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1971. 439 p.

9. Voskoboynikov V.G., Kudrin V.A., Yakushev A.M. *Obshchaya metallurgiya* [General metallurgy]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1985. 479 p.

10. Osipov P.P., Fedyaev V.L. How to arrange charge melting to optimal conditions on electric furnace. *Steel in Translation*. 1994. No. 6. P. 41-44.

11. Rovin S.L., Rovin L.Ye., Zharanov V.A. Calculation of the process of burden heating. *Foundry Production and Metallurgy*. 2009. No. 3 (52). P. 204-208. (In Russ.)

12. Malakhova O.I. The influence of the method of loading on the processes taking place during heating and melting of the charge in electric arc furnaces. *Sbornik materialov Trinadtsatoy Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Sovremennyye problem gorno-metallurgicheskogo kompleksa. Nauka i proizvodstvo»*. V. 1. Staryy Oskol, 2016. P. 84-87. (In Russ.)

13. Cherednichenko V.S., Bikeyev R.A., Kuzmin M.G. Study of melting rates of charge in melt in electric super-power arc furnaces. *Elektrometallurgiya*. 2016. No. 8. P. 2-7. (In Russ.)

14. Naymushin A.S., Andreev A.D., Belyaev A.V., Fedyaev V.L. Modelirovaniye plavleniya nasypanykh kuskovykh materialov. *Sbornik materialov II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii s mezhdunarodnym uchastiyem «Nauka v dvizhenii: ot otrazheniya k sozdaniyu real'nosti»*. Moscow: Pero Publ., 2017. P. 111-116. (In Russ.)

15. Merker E.E., Malakhova O.I., Krakht L.N., Kazartsev V.O. Melting of iron-ore pellets in an arc furnace. *Steel in Translation*. 2017. V. 47, Iss. 3. P. 205-209. DOI: 10.3103/S0967091217030093

16. Rudskoi A.I., Sokolov Yu.A., Kopaev V.N. Defining thermal-physical properties of materials to model the process of granulated metal production. *St. Petersburg State Polytechnical University Journal*. 2014. No. 3 (202). P. 170-179. (In Russ.)

17. Yakushev E.V., Maslov E.V., Vostrikov V.G., Zubov S.P., Kuznetsov M.S., Kulikov V.V. *Sposob vyplavki stali v dugovykh pechakh* [Method of steel making in ARC-type furnaces]. Patent RF, no. 2451091, 2012. (Publ. 20.05.2012, bul. no. 14)

18. Belov S.V. *Poristyye metally v mashinostroyenii* [Porous metals in mechanical engineering]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 247 p.

19. Yakovlev A.D. *Poroshkovyye kraski* [Powder paints]. Leningrad: Khimiya Publ., 1987. 216 p.

20. Mosse A.L., Savchin V.V. *Plazmennyye tekhnologii i ustroystva dlya pererabotki otkhodov* [Plasma technologies and devices for waste processing]. Minsk: Belorusskaya Nauka Publ., 2015. 414 p.

21. Sterligov V.V., Shadrintseva D.A. Influence of structure of thermal insulating materials on the coefficient of thermal conductivity. *Izvestiya. Ferrous Metallurgy*. 2014. No. 2. P. 30-33. (In Russ.)

22. Zhukov A.D., Bessonov I.V., Sapelin A.N., Mustafayev R.M. Composite materials with controlled porosity. *Industrial and Civil Engineering*. 2014. No. 6. P. 58-61. (In Russ.)

РАЗРАБОТКА МНОГОПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКОГО WEB-ИНТЕРФЕЙСА СИСТЕМЫ КАК ИНСТРУМЕНТА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ ПАКЕТОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ИНЖЕНЕРНЫХ ЗАДАЧ

© 2018

А. Н. Даниленко кандидат технических наук, доцент кафедры программных систем;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
danilenko.al@gmail.com

И. А. Жданов аспирант;
университет Штутгарта, Германия;
ivan.zhdanov@hotmail.com

Рассмотрено создание web-приложений на примере разработки многопользовательского web-интерфейса для автоматизированного поиска решений систем нелинейных уравнений в пакете Django. Автоматизированная система реализована на языке программирования Python. Предлагается создание web-приложения, основанного на технологии «клиент-сервер», где клиентская часть реализует пользовательский интерфейс, формирует запросы к серверу и обрабатывает ответы от него. Серверная часть получает запрос от клиента, выполняет необходимые вычисления и после этого формирует web-страницу и отправляет её клиенту по сети. Показаны преимущества такого подхода перед обычным программным обеспечением. Разработанное приложение позволяет решать системы нелинейных уравнений любой размерности, сохранять решения на сервере и персональном компьютере. В системе заложена возможность визуализации пошагового хода решения и построения графиков. Проведено исследование работоспособности системы на реальных данных для расчёта параметров газотурбинных двигателей и использования полученных результатов для построения их трёхмерных моделей.

Web-приложения; многопользовательский web-интерфейс; системы нелинейных алгебраических уравнений; клиент-серверные приложения; Python; инструментальный пакет Django; расчёт параметров; газотурбинные двигатели.

Цитирование: Даниленко А.Н., Жданов И.А. Разработка многопользовательского web-интерфейса системы как инструмента использования математических пакетов для решения инженерных задач // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 183-190.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-183-190

Введение

В настоящее время существует тенденция перехода большого количества программного обеспечения (ПО) в плоскость web-приложений [1-3], что даёт следующие преимущества:

- вся программная логика приложения находится на сервере, в отличие от обычного ПО, где логика приложения располагается на компьютере каждого пользователя. Это позволяет решить проблему нарушения авторских прав и незаконного копирования, так как пользователь в реальности не получает копии приложения;
- для работы с большим количеством различных приложений необходим только браузер и доступ в Интернет;
- не существует проблемы доступа к web-приложению, так как получить его можно в любой момент в любом месте;
- работать с приложениями можно не только с компьютера, но и со смартфона или других устройств, имеющих доступ в Интернет;
- при работе с web-приложениями нет необходимости скачивать большие установочные файлы программ и хранить их данные на своём компьютере;

– обновление программы при внесении каких-либо изменений происходит одновременно сразу у всех пользователей.

Постановка и решение задачи

Web-приложение состоит из клиентской и серверной частей, реализуя технологию «клиент-сервер» [1].

Клиентская часть реализует пользовательский интерфейс, формирует запросы к серверу и обрабатывает ответы от него.

Серверная часть получает запрос от клиента, выполняет вычисления, после чего формирует web-страницу и отправляет её клиенту по сети с использованием протокола HTTP.

На рис. 1 представлена архитектура web-приложения, использующего базу данных как источник данных.

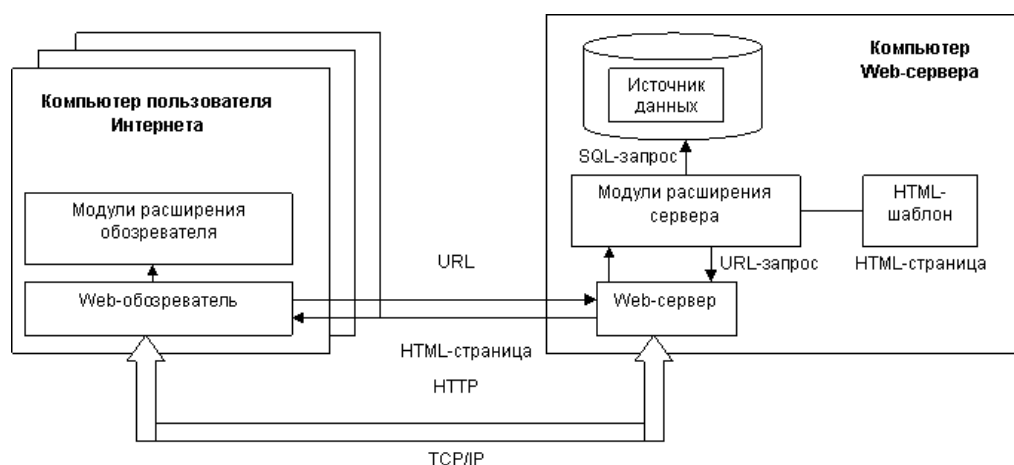


Рис. 1. Архитектура web-приложения

Само web-приложение может выступать в качестве клиента других служб, например базы данных или другого web-приложения, расположенного на другом сервере. В данном приложении авторы использовали новый подход к разработке web-приложений, называемый Ajax. При использовании его страницы web-приложения не перезагружаются целиком, а лишь догружают необходимые данные с сервера, что делает их более интерактивными и производительными [2; 4].

Была использована технология WebSocket, которая не требует постоянных запросов от клиента к серверу, а создаёт двунаправленное соединение, при котором сервер может отправлять данные клиенту без запроса от последнего. Таким образом, появляется возможность динамически управлять контентом в режиме реального времени.

Для создания web-приложений на стороне сервера используются разнообразные технологии и любые языки программирования, способные осуществлять вывод в стандартную консоль [2; 3].

В статье рассматривается создание многопользовательского web-интерфейса для автоматизированного поиска решений систем нелинейных уравнений [5], реализованного на языке программирования Python.

Система решения нелинейных уравнений реализует новый алгоритм, основанный на матрицах, который, в отличие от стандартных решателей [6], позволяет проанализировать систему уравнений и найти пошаговый путь решения системы. Сначала находятся все параметры, которые можно вычислить напрямую, потом определяются и решаются подсистемы, далее алгоритм повторяется рекурсивно. Такой подход позволяет

сократить время расчёта больших систем и повысить стабильность их решения, так как вместо большого числа параметров на каждом этапе ищутся только те, которые необходимы и поддаются вычислению. Алгоритм поиска завершается в том случае, если все решения найдены или для вычисления оставшихся переменных недостаточно данных.

Целью данной работы являлась разработка web-приложения, производящего решение систем нелинейных уравнений на сервере [7].

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. *Интеграция приложения на сервер.* Реализованный алгоритм решения систем нелинейных уравнений и сопутствующие файлы должны полностью храниться на удалённом сервере.

2. *Создание пользовательского интерфейса.* Web-приложение должно реализовывать универсальный алгоритм решения систем нелинейных уравнений и иметь дружелюбный интерфейс, позволяющий пользователю вводить уравнения вручную, загружать системы уравнений с компьютера и сохранять результаты работы.

3. *Разграничение прав доступа к системе.* Доступ к работе с web-приложением предоставляется только авторизованным пользователям.

4. *Визуализация хода решения системы.* Для наглядности приложение должно отображать ход решения системы нелинейных уравнений и строить графики.

5. *Хранение данных и доступ к ним.* Система должна позволять сохранять решённые пользователем уравнения в БД и обеспечивать доступ к ним при входе в учетную запись.

6. *Загрузка и сохранение систем нелинейных уравнений и их решений.* В системе должна быть предусмотрена возможность загрузки систем нелинейных уравнений с компьютера пользователя в текстовом формате и сохранение отчёта в виде pdf документа.

На рис. 2 приведена диаграмма объектов моделируемой системы.

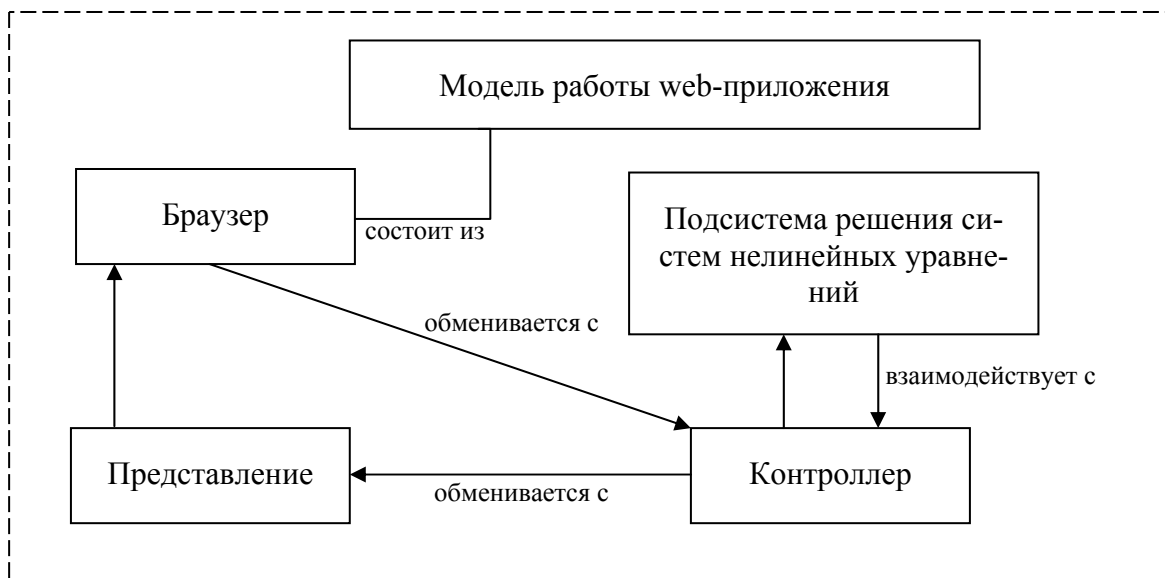


Рис. 2. Диаграмма объектов web-приложения

Подсистема решений систем нелинейных уравнений реализована на языке программирования Python.

Для описания клиентской части системы был выбран язык JavaScript, который является объектно-ориентированным языком сценариев и взаимодействует через интерфейс, называемый Document Object Model (DOM) с содержимым, может быть выполнен

на стороне сервера (web-серверов) и на стороне клиента в web-браузере пользователя при просмотре web-страниц.

JavaScript имеет несколько видов встроенных объектов, а именно Object, Array, String, Number, Boolean, Function, Date and Math. Другие объекты принадлежат объектам DOM (окна, формы, ссылки и т.д.).

На рис. 3 приведена структурная схема разработанной системы.

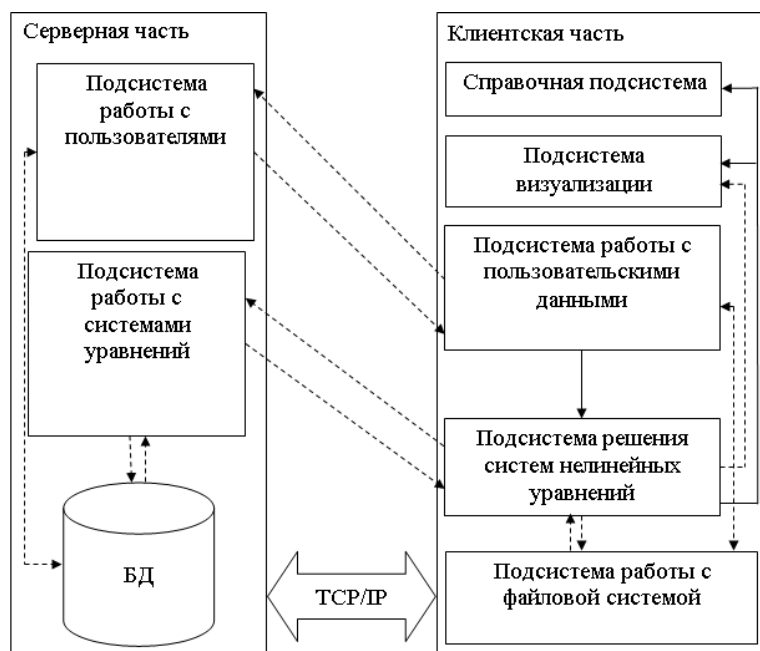


Рис. 3. Структурная схема системы

Определив функции конструктора, можно определить объекты. JavaScript является объектно-ориентированным языком, основанным на прототипах. Можно добавить дополнительные свойства и методы к отдельным объектам после того, как они были созданы. Для этого для всех экземпляров определённого типа объекта можно использовать прототип – заявление [4].

В качестве среды разработки был выбран Notepad++ – свободный текстовый редактор с открытым исходным кодом для Windows с подсветкой синтаксиса большого количества языков программирования и разметки. Поддерживает открытие более 100 форматов. Базируется на компоненте Scintilla, написан на C++ с использованием STL, а также Windows API и распространяется под лицензией GNU General Public License. Базовая функциональность программы может быть расширена как за счёт плагинов, так и сторонних модулей, таких как компиляторы и препроцессоры.

Среда была выбрана благодаря тому, что это бесплатно распространяемое ПО, которое полностью обеспечивает необходимую функциональность для реализации поставленной задачи.

Приложение разрабатывалось с использованием фреймворка Django, языка программирования Python 3.0, в среде Notepad++.

Разработанное авторами приложение позволяет пользователю:

- решать системы нелинейных уравнений, загруженные с компьютера пользователя;
- решать системы нелинейных уравнений, введённые в систему вручную;
- сохранять решения на сервере;
- скачивать решения в формате pdf;
- строить графики;

- описывать собственные функции;
- отображать ход решения.

Зарегистрированный пользователь имеет доступ ко всем функциям системы посредством использования соответствующих разделов страницы решения, которая разбита на три основные части: область ввода уравнений, область отображения решения, область работы с файловой системой. В основу вычислительной части программы положен оригинальный алгоритм решения систем нелинейных уравнений, разработанный Ждановым И. А. Решение системы представляется в матричном виде.

Пример использования web-приложения

Рассмотрим пример работы разработанного web-приложения для решения задачи оптимизации ступени осевой турбины газотурбинного двигателя с помощью решения системы нелинейных уравнений.

Система нелинейных уравнений строится на основе входного файла, в котором хранится неограниченное количество исходных параметров газотурбинного двигателя, необходимое для решения конкретной задачи. Это могут быть параметры части геометрии двигателя, аэродинамические и термодинамические параметры в размерном и безразмерном виде, такие как потребные мощность и коэффициент нагрузки.

На их основе составляется система нелинейных уравнений, решение которой позволяет найти недостающие параметры, такие как коэффициенты аэродинамических потерь, высота и хорда лопаток и т.д.

На рис. 4 представлены: пример входного файла с представлением рассчитываемых параметров, а также программный вид системы нелинейных уравнений.

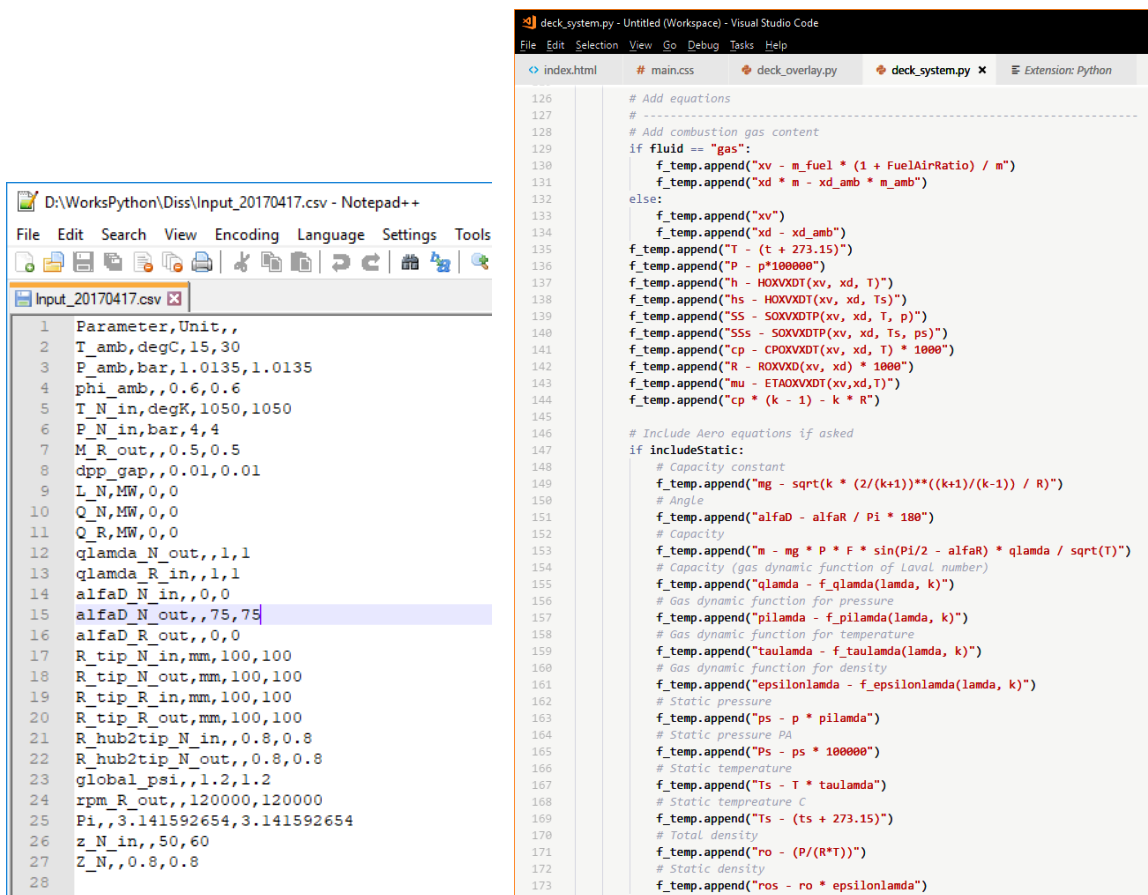


Рис. 4. Пример входного файла с представлением рассчитываемых параметров и программный вид системы нелинейных уравнений

Результаты решения системы нелинейных уравнений для проектирования ступени рабочего колеса (РК) осевой турбины приведены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты решения системы нелинейных уравнений ступени осевой турбины

	Степень реактивности	Коэффициент расхода	Коэффициент нагрузки	Высота лопатки РК на входе	Высота лопатки РК на выходе	Радиус РК на входе	Радиус РК на выходе	Хорда РК	Угол установки РК	Угол на выходе из РК в относительном движении	Угол на выходе из РК в относительном движении	Угол сектора РК (360° / число лопаток)
	$R [-]$	$\varphi [-]$	$\psi [-]$	$H_{2r} [m]$	$H_{3r} [m]$	$R_{out2r} [m]$	$R_{out3r} [m]$	$b=b_{3r} [m]$	$\gamma [^\circ]$	$\beta_{m2} [^\circ]$	$\beta_{m3} [^\circ]$	$\delta [^\circ]$
Среднее отклонение	0.4776	0.4144	1.0920	0.0149	0.0161	0.0465	0.0489	0.0189	42.15	12.32	67.55	14.4
Минимальное отклонение	0.4743	0.4115	1.0844	0.0145	0.0158	0.0460	0.0484	0.0184	41.89	12.11	67.31	–
Максимальное отклонение	0.4803	0.4165	1.0994	0.0151	0.0163	0.0470	0.0494	0.0194	42.35	12.85	67.79	–
Отклонение	0.0030	0.0025	0.0075	0.0003	0.0002	0.0005	0.0005	0.0005	0.2300	0.3700	0.2400	–
Относительное отклонение	0.63%	0.60%	0.69%	2.01%	1.55%	1.08%	1.02%	2.65%	0.55%	3.00%	0.36%	–

На рис. 5 приведён пример использования полученных параметров проектирования для построения трёхмерной модели ступени осевой турбины.

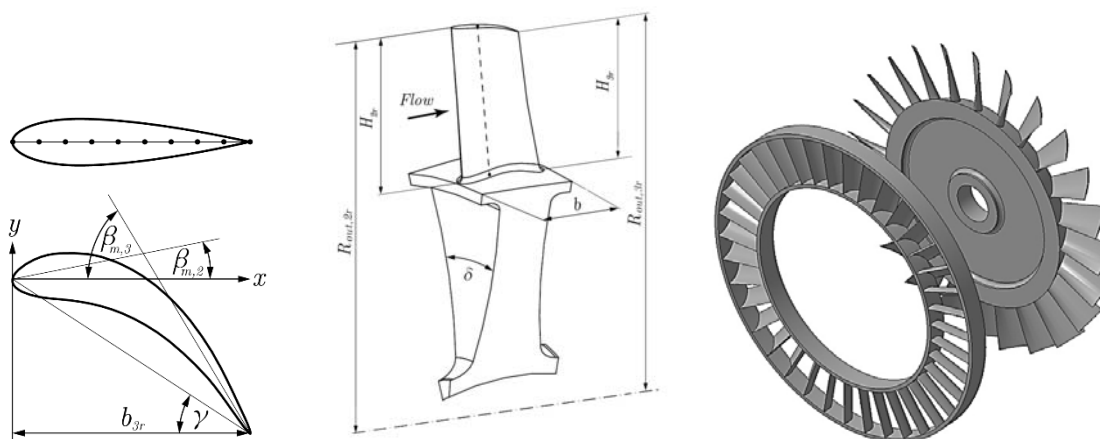


Рис. 5. Пример использования полученных параметров проектирования для построения трёхмерной модели ступени осевой турбины

Заключение

В статье описано создание многопользовательского web-интерфейса для автоматизированного поиска решений систем нелинейных уравнений, основанного на технологии «клиент-сервер», с использованием фреймворка Django, языка программирования Python 3.0, в среде Notepad++.

Разработанное приложение было интегрировано на сервер таким образом, чтобы пользователи имели доступ только к интерфейсу системы, а алгоритм решения систем нелинейных уравнений и сопутствующие файлы полностью хранились на удалённом сервере. Было реализовано разграничение прав доступа к системе, а также возможность одновременного доступа к данным неограниченного количества авторизованных пользователей. В системе предусмотрена визуализация хода решения системы, а также хранение данных и доступ к ним при входе в учетную запись.

Представлена архитектура web-приложения и структурная схема разработанной системы.

Система апробирована на реальных данных для расчёта параметров газотурбинных двигателей. Приведён пример использования полученных параметров проектирования для построения трёхмерной модели ступени осевой турбины.

Таким образом, в работе показаны преимущества разработки многопользовательского web-интерфейса системы как инструмента эффективного использования математических пакетов для решения инженерных задач.

Библиографический список

1. Шкляр Л., Розен Р. Архитектура веб-приложений: принципы, протоколы, практика. М.: Эксмо, 2011, 640 с.
2. Атчисон Л. Масштабирование приложений. Выращивание сложных систем. СПб.: Питер СПб, 2018. 256 с.
3. Эспозито Д. Разработка современных веб-приложений: анализ предметных областей и технологий. М.: Вильямс, 2017. 460 с.
4. Лаврищева Е.М., Петрухин В.А. Методы и средства инженерии программного обеспечения: уч. пособие. М.: Московский физико-технический институт, 2007. 415 с.
5. Вержбицкий В.М. Численные методы. Линейная алгебра и нелинейные уравнения. М.: Высшая школа, 2000. 266 с.
6. Li Y., Wei Y., Chu Y. Research on solving systems of nonlinear equations based on improved PSO // *Mathematical Problems in Engineering*. 2015. V. 2015. DOI: 10.1155/2015/727218
7. Методология системного анализа и системного моделирования. http://www.znannya.org/?view=Methodology_analysis_system_design

DEVELOPMENT OF A MULTIUSER SYSTEM WEB-INTERFACE AS A TOOL OF USING MATHEMATICAL PACKAGES FOR SOLVING ENGINEERING TASKS

© 2018

A. N. Danilenko Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Software Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; danilenko.al@gmail.com

I. A. Zhdanov Postgraduate Student; University of Stuttgart, Stuttgart, Germany; ivan.zhdanov@hotmail.com

Creating web-applications is illustrated by an example of developing a multiuser web-interface for the computer-aided search of solving systems of non-linear equations in the Django package. The automated system is implemented in the Python programming language. Creation of a web application is proposed based on the client-server technology, where the client part implements the user interface, forms requests to the server and processes the responses from it. The server part receives the request from the client, performs the necessary calculations, then forms a web page and sends it to the client online. The developed application is designed for solving systems of nonlinear equations. The system has the ability to solve systems of equations of any dimensionality, save the solutions on the server and the PC, and to visualize the step-by-step process of solving and plotting. The system efficiency was tested on real data. For example, gas turbine engine parameters were calculated and the obtained results were used to design a 3D model of a gas turbine engine.

Web applications; multiuser web-interface; systems of nonlinear algebraic equations; client-server applications; Python; Django package; parameter calculation; gas turbine engines.

Citation: Danilenko A.N., Zhdanov I.A. Development of a multiuser system web-interface as a tool of using mathematical packages for solving engineering tasks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 183-190. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-183-190

References

1. Shklar L., Rosen R. Web application architecture: principles, protocols and practices. Chichester: Wiley, 2009. 440 p.
2. Atchison L. Architecting for scale. High availability for your growing applications. Sebastopol: O'Reilly Media, 2016. 230 p.
3. Esposito D. Modern web development: understanding domains, technologies, and user experience. Microsoft Press, 2016. 448 p.
4. Lavrishcheva E.M., Petrukhin V.A. *Metody i sredstva inzhenerii programmnoogo obespecheniya: uch. posobiye* [Methods and means of software engineering. Study guide]. Moscow: Moscow Institute of Physics and Technology Publ., 2007. 415 p. (In Russ.)
5. Verzhbitskiy V.M. *Chislennyye metody. Lineynaya algebra i nelineynyye uravneniya* [Numerical methods. Linear algebra and nonlinear equations]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 2000. 266 p. (In Russ.)
6. Li Y., Wei Y., Chu Y. Research on solving systems of nonlinear equations based on improved PSO. *Mathematical Problems in Engineering*. 2015. V. 2015. DOI: 10.1155/2015/727218
7. *Metodologiya sistemnogo analiza i sistemnogo modelirovaniya* [Methodology of system analysis and system modeling]. Available at: http://www.znannya.org/?view=Methodology_analysis_system_design