

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УПРАВЛЕНИЕ РАЗВЕРТЫВАНИЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ БОЛЬШОЙ ПРОТЯЖЁННОСТИ <i>Чанцин Ван, Ю. М. Заболотнов</i>	7
ФОРМУЛЫ ПРИВЕДЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКОЛОГИЧНОСТИ И ГОРЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ К СТАНДАРТНЫМ АТМОСФЕРНЫМ УСЛОВИЯМ <i>А. В. Григорьев, А. А. Косматов, О. А. Рудаков, А. В. Соловьёва</i>	18
О ДВИЖЕНИИ НЕСЖИМАЕМОЙ ЖИДКОСТИ В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ С ЗАБОРНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ <i>М. И. Дьяченко, Нгуен Зуй Хунг, А. Н. Темнов</i>	23
РАЗРАБОТКА И АНАЛИЗ МОДЕЛИ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В КОМПАКТНЫХ ПОРИСТЫХ ТЕПЛООБМЕННИКАХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ <i>Д. А. Коновалов</i>	36
КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ ТРАКТОВ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ С УТОПЛЕННЫМИ БЕЗВИХРЕВЫМИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКАМИ <i>А. В. Корнев, И. П. Бойчук</i>	47
О НЕКОТОРЫХ ВОПРОСАХ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РАБОТ В АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ <i>В. Ю. Корчак, В. В. Кузнецов, И. Л. Борисенков, Г. И. Леонович, С. В. Лукачёв, В. В. Бирюк</i>	60
ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>А. В. Кузнецов, Г. М. Макарьянц</i>	65
КРИТЕРИАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРОДЛЕНИЯ НАЗНАЧЕННЫХ РЕСУРСОВ ХВОСТОВЫХ ВАЛОВ ВЕРТОЛЁТОВ <i>О. Ф. Машошин, Р. Л. Семенихин</i>	75
УПРАВЛЯЕМЫЙ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ПРИВОД ДЛЯ СПЕЦИАЛЬНОГО МОНТАЖНО-СТЫКОВОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ <i>А. С. Носов</i>	81

ОЦЕНКА МИКРОСТРУКТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ ПРОФИЛЯ ПЕРА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>Н. В. Носов, А. Д. Абрамов, С. И. Косулин</i>	90
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА БУБНОВА-ГАЛЁРКИНА ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ СТАЦИОНАРНЫХ ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗОК ОТСЕКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ <i>П. А. Попов, А. А. Синдюков, О. И. Малыхина</i>	101
МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ВЫСОКОТОЧНЫЙ ТЕРМОВАКУУМНЫЙ СТЕНД И НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА НЕСАМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА <i>В. В. Рыжков, Ю. Н. Верясов, Р. Н. Гальперин, Ю. И. Гуляев, Ю. С. Ивашин</i>	111
ОЦЕНКА КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ <i>А. В. Солодовников, И. А. Акинъшин, В. В. Голубятник, А. В. Кривоногов</i>	127
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА МИКРОСПУТНИКА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ <i>С. В. Цаплин, С. А. Большев</i>	135
МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА	
ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ ПОЛЗУЧЕСТИ В ПРЕДЕЛАХ ПЕРВЫХ ДВУХ СТАДИЙ <i>В. Е. Зотеев, Р. Ю. Макаров</i>	145
НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ НЕЖЁСТКИХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ И КОРРОЗИОННОСТОЙКИХ СТАЛЕЙ <i>Е. С. Киселев, О. В. Благовский</i>	157
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЖИДКОСТНО-ГАЗОВОГО ДВУХФАЗНОГО ЭЖЕКТОРА СО СВЕРХЗВУКОВЫМ ПРОФИЛИРОВАННЫМ СОПЛОМ <i>И. А. Лепешинский, В. А. Решетников, И. А. Заранкевич</i>	164
МЕТОД И АЛГОРИТМ ДЕКОМПОЗИЦИИ В ЗАДАЧАХ СИНТЕЗА ПРОГРАММ КОНТРОЛЯ СЛОЖНЫХ ОБЪЕКТОВ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ <i>Ю. В. Мясникова</i>	172

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

CONTROL OVER THE DEPLOYMENT OF AN ORBITAL TETHER SYSTEM OF GREAT LENGTH <i>Ch. Wang, Yu. M. Zabolotnov</i>	7
FORMULAS OF REDUCING ENGINE ENVIRONMENTAL PERFORMANCE AND COMBUSTION CHARACTERISTICS TO STANDARD ATMOSPHERIC CONDITIONS <i>A. V. Grigoriev, A. A. Kosmatov, O. A. Rudakov, A. V. Solovieva</i>	18
FLUCTUATIONS OF LIQUID FUEL IN TANKS WITH OIL RECOVERY UNITS <i>M. I. Dyachenko, Nguyen Duy Hung, A. N. Temnov</i>	23
DEVELOPMENT AND ANALYSIS OF MODELS OF HEAT TRANSFER IN COMPACT POROUS HEAT EXCHANGERS OF AERO SPACE CONTROL SYSTEMS <i>D. A. Konovalov</i>	36
COMPLEX APPROACH TO AERODYNAMIC DESIGN OF INLET DUCTS WITH SUBMERGED VORTEX-FREE AIR INTAKES <i>A. V. Kornev, I. P. Boychuk</i>	47
SOME ISSUES OF RESEARCH AND DEVELOPMENT IN AVIATION INDUSTRY <i>V. Y. Korchak, V. V. Kuznetsov, I. L. Borisenkov, G. I. Leonovich, S.V. Lukachev, V. V. Biryuk</i>	60
MICRO GAS TURBINE ENGINE IMITATION MODEL <i>A. V. Kuznetsov, G. M. Makaryants</i>	65
CRITERION ASSESSMENT OF THE POSSIBILITY TO PROLONG THE SERVICE LIFE LIMIT OF THE HELICOPTER TAIL DRIVE SHAFT <i>O. F. Mashoshin, R. L. Semenikhin</i>	75
MATHEMATICAL MODELING OF A CONTROLLED ELECTROMECHANICAL ACTUATOR FOR SPECIAL ASSEMBLY AND COUPLING EQUIPMENT <i>A. S. Nosov</i>	81

ASSESSMENT OF GAS TURBINE ENGINE AIRFOIL SURFACE MICROSTRUCTURE <i>N. V. Nosov, A. D. Abramov, S. I. Kosulin</i>	90
APPLICATION OF BUBNOV-GALERKIN METHOD TO DETERMINE FIXED VIBRATIONAL LOADS OF LAUNCH VEHICLE COMPARTMENTS <i>P. A. Popov, A. A. Sindyukov, O. I. Malykhina</i>	101
MULTI-PURPOSE HIGH-PRECISION THERMAL VACUUM TESTING BENCH AND SOME RESULTS OF FIRING TESTS OF NON-HYPERGOLIC LOW-THRUST ROCKET ENGINES <i>V. V. Ryzhkov, Yu. N. Verjasov, R. N. Galperin, Yu. I. Gulyaev, Yu. S. Ivashin</i>	111
ASSESSMENT OF A LIQUID ROCKET ENGINE CONCEPT BASED ON INNOVATIVE TECHNOLOGIES <i>A. V. Solodovnikov, I. A. Akinshin, V. V. Golubyatnik, A. V. Krivonogov</i>	127
INVESTIGATION OF THE THERMAL REGIME OF MICROSATELLITE OPTOELECTRONIC TELESCOPIC COMPLEX UNDER OPERATING CONDITIONS <i>S. V. Tsaplin, S. A. Bolychev</i>	135
MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES	
NUMERICAL METHOD OF DETERMINING CREEP MODEL PARAMETERS WITHIN THE FIRST TWO STAGES OF CREEP <i>V. E. Zoteev, R. Yu. Makarov</i>	145
NEW TECHNOLOGIES OF MANUFACTURING NON-RIGID PARTS MADE OF TITANIUM ALLOYS AND STAINLESS STEELS <i>E. S. Kiselev, O. V. Blagovskiy</i>	157
NUMERICAL MODELING AND EXPERIMENTAL RESEARCH OF A TWO-PHASE LIQUID- GAS EJECTOR WITH A PROFILED SUPERSONIC NOZZLE <i>I. A. Lepeshinsky, V. A. Reshetnikov, I. A. Zarankevich</i>	164
METHOD AND ALGORITHM OF DECOMPOSITION FOR THE SYNTHESIS OF PROGRAMS OF CONTROL OF ELECTRICAL EQUIPMENT COMPLEX OBJECTS <i>Ju. V. Myasnikova</i>	172

УПРАВЛЕНИЕ РАЗВЕРТЫВАНИЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ БОЛЬШОЙ ПРОТЯЖЁННОСТИ

© 2017

Чанцин Ван Ph.D., доцент школы автоматики,
Северо-западный политехнический университет, г. Сиань, КНР;
wangcq@mail.ru

Ю. М. Заболотнов доктор технических наук, профессор кафедры программных систем,
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
yumz@yandex.ru

Рассматривается управление при развёртывании протяжённой тросовой системы в вертикальное положение. Предполагается, что в исходном состоянии система, состоящая из двух космических аппаратов, движется по круговой околоземной орбите. Предлагаются номинальные программы управления, обеспечивающие развёртывание системы на заданную длину и учитывающие ограничения на скорость выпуска троса и силу в механизме управления. Для построения номинальных программ развёртывания используется математическая модель движения рассматриваемой системы в орбитальной подвижной системе координат, учитывающая особенности данной задачи. Производится оценка реализуемости предлагаемых программ развёртывания по математической модели управляемого движения орбитальной тросовой системы с распределёнными параметрами, записанной в геоцентрической системе координат. При проведении поверочных расчётов используется линейный регулятор, реализующий обратную связь по длине и скорости выпуска троса.

Орбитальная тросовая система; развёртывание; математическая модель; программа управления; ограничения; регулятор; распределённая тросовая система; численные результаты.

Цитирование: Ван Чанцин, Заболотнов Ю.М. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы большой протяжённости // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-7-17

Введение

Орбитальные тросовые системы (ОТС) могут решать разнообразные задачи: мониторинг гравитационных и магнитных полей, атмосферы и т.д.; перемещение грузов между космическими аппаратами (КА) или между КА и естественными небесными телами (космические лифты); генерирование электроэнергии на орбите; наблюдение за дальним космосом и др. [1 – 10]. Для решения этих задач необходимо разрабатывать методы управления движением ОТС большой протяжённости.

В настоящее время методам управления при развёртывании ОТС различного назначения уделяется большое внимание в работах многих авторов [11 – 14]. Особенно сложными и мало исследованными являются вопросы, связанные с развёртыванием ОТС большой протяжённости (порядка 100 км и более). Создание протяжённых ОТС требует модификации известных и разработки новых методов управления движением. В данном случае можно выделить следующие задачи управления: 1) развёртывание ОТС в заданное положение; 2) обеспечение устойчивого функционирования ОТС в течение достаточно длительного времени. Особенно ответственным этапом является развёртывание ОТС. Управление развёртыванием ОТС большой протяжённости имеет свою специфику, которая, прежде всего, связана с обеспечением ряда ограничений на характеристики движения ОТС. К основным относятся ограничения на скорость выпуска троса и силу его натяжения.

В статье решается задача управления развёртыванием ОТС большой протяжённости в вертикальное положение. Несмотря на то, что количество проведённых и планируемых космических тросовых экспериментов исчисляется десятками [1 – 5], однако развёртывание ОТС на длину более 20 – 30 км представляет собой пока до конца не решённую задачу. Здесь необходимо отметить тросовый эксперимент YES2 [2], проведённый в сентябре 2007 года на российском КА «Фотон М3». В этом эксперименте планировалось развернуть ОТС на 30 км, однако из-за нештатной ситуации в системе управления конечная длина троса составила около 8,5 км [2].

Для построения номинальных программ развёртывания ОТС большой протяжённости используется математическая модель движения ОТС в орбитальной подвижной системе координат, учитывающая массу троса [13]. Предполагается, что масса базового КА, с которого выпускается трос, много больше масс малого космического аппарата (МКА) и троса. Рассматриваются и сравниваются три программы развёртывания ОТС. Две программы основываются на модификации известного закона, обеспечивающего оптимальное демпфирование поперечных колебаний ОТС [1; 13]. Третья программа включает участки разгона, движения с постоянной скоростью и торможения.

В настоящее время получили распространение механизмы выпуска троса, работающие только на торможение и не втягивающие трос [2]. Такие механизмы наиболее экономичны и просты в управлении. Использование таких механизмов накладывает ограничение на скорость выпуска троса, которая не может менять знак.

Оценка возможности реализации рассматриваемых программ управления производится по модели движения ОТС с распределёнными параметрами, в которой трос представляется как совокупность материальных точек, связанных между собой упругими связями. Предполагается, что на каждом элементарном участке сила натяжения подчиняется закону растяжения Гука. Модель с распределёнными параметрами рассматривается совместно с динамическим уравнением, описывающим поведение механизма управления выпуском троса, работающего только на торможение. Сила в механизме управления задаётся в соответствии с принципом обратной связи по измерениям длины и скорости выпуска троса. В данном случае не учитываются особенности функционирования реальной системы регулирования: дискретность управления, запаздывание, ошибки измерений и т.д.

Модель для построения номинальных программ развёртывания тросовой системы

Для построения номинальных программ развёртывания протяжённых ОТС используется математическая модель с весомым тросом [2; 13]. Учёт массы троса имеет особое значение, так как позволяет применять данную модель для построения траекторий развёртывания ОТС большой протяжённости. Данная модель описывает движение ОТС в плоскости орбиты центра масс системы и имеет вид

$$\ddot{L} = \frac{v_e}{m_e} L \left[(\dot{\theta} + \Omega)^2 + \Omega^2 (3 \cos^2 \theta - 1) \right] - \frac{T + \rho \dot{L}^2}{m_e}, \quad (1)$$

$$\ddot{\theta} = -2 \frac{v_e}{J_e} \frac{\dot{L}}{L} (\dot{\theta} + \Omega) - \frac{3}{2} \Omega^2 \sin 2\theta, \quad (2)$$

где L , θ – соответственно длина троса и угол его отклонения от вертикали; $v_e = m + \rho L / 2$; $m_e = m + \rho L$; $J_e = m + \rho L / 3$; m – масса МКА; ρ – линейная плотность троса; Ω – угловая скорость движения центра масс системы по круговой орбите;

T – сила натяжения троса; $\dot{L} = dL / dt$; $\dot{\theta} = d\theta / dt$; $\ddot{L} = d^2L / dt^2$; $\ddot{\theta} = d^2\theta / dt^2$; t – время.

Вывод уравнений движения (1) – (2) приводится в [13]. Система (1) – (2) получена с помощью уравнений Лагранжа. Предполагается, что орбита базового КА, с которого выпускается трос, близка к круговой орбите и масса базового КА много больше суммы масс МКА и троса. При построении номинальных программ развёртывания используется центральное гравитационное поле, а трос считается нерастяжимым.

Номинальные программы развёртывания тросовой системы

Все предлагаемые программы развёртывания ОТС в вертикальное положение обеспечивают приведение троса с грузом в состояние относительного равновесия. Для этого на заключительном этапе выпуска троса необходимо обеспечить демпфирование поперечных колебаний троса. Для невесомого троса и при сравнительно небольшой его длине (несколько километров) решение данной задачи известно [1; 14]. Так, например, подобная программа развёртывания ОТС в вертикальное положение (длина троса 3,6 км) использовалась в реальном тросовом эксперименте YES2 [2]. Учёт массы троса и большая его длина приводит к необходимости разработки новых и модификации известных программ развёртывания ОТС. В работе [3] построена номинальная программа развёртывания ОТС в вертикальное положение с учётом массы троса, которая имеет вид

$$T = v_e \Omega^2 \left[a(L - L_K) + b \frac{\dot{L}}{\Omega} + 3L_K \right], \quad (3)$$

где L_K – длина троса в конечном положении системы; a, b – параметры программы.

Программа (3) имеет асимптотически устойчивые вертикальные положения равновесия $\theta = 0$ и $\theta = \pi$ при $\dot{\theta} = \dot{L} = 0$, $L = L_K \neq 0$, если $a > 3$, $b > 0$ [3], т.е. обеспечивает приведение ОТС в вертикальное положение равновесия в соответствии с системой (1) – (2) без решения краевой задачи. При достаточно малых величинах b все четыре собственных числа линеаризованной относительно рассматриваемых положений равновесия системы получаются комплексными. При увеличении параметра b существует критическое значение b_* , когда два собственных числа становятся вещественными и отрицательными. Дальнейшее увеличение параметра b не приводит к изменению качественной картины в линеаризованной системе. В данной работе параметр b выбирается так, чтобы выполнялось условие $b > b_*$. В этом случае имеем при моделировании по нелинейной модели (1) – (2) $L(t) \rightarrow L_K$ ($L(t) < L_K$) и $\dot{L}(t) \rightarrow 0$ ($\dot{L}(t) > 0$) при $t \rightarrow \infty$. Следовательно, в этом случае скорость выпуска троса всегда положительна.

С помощью выбора параметров a, b можно также обеспечить выполнение более общих ограничений на скорость выпуска троса и силу его натяжения:

$$T_{\min} \leq T \leq T_{\max}, \quad V_{\min} \leq L \leq V_{\max}, \quad (4)$$

которые возникают при реализации развёртывания протяжённых ОТС.

Для механизмов развёртывания троса, работающих только на торможение и не втягивающих трос обратно [2], имеем $T_{\min} > 0$, $V_{\min} > 0$.

В общем случае построение номинальной программы развёртывания ОТС по программе (3) формулируется как двухпараметрическая задача условной оптимизации $\min_{a,b} J$, где J – некоторый критерий оптимальности, например время развёртывания системы, при ограничениях (4).

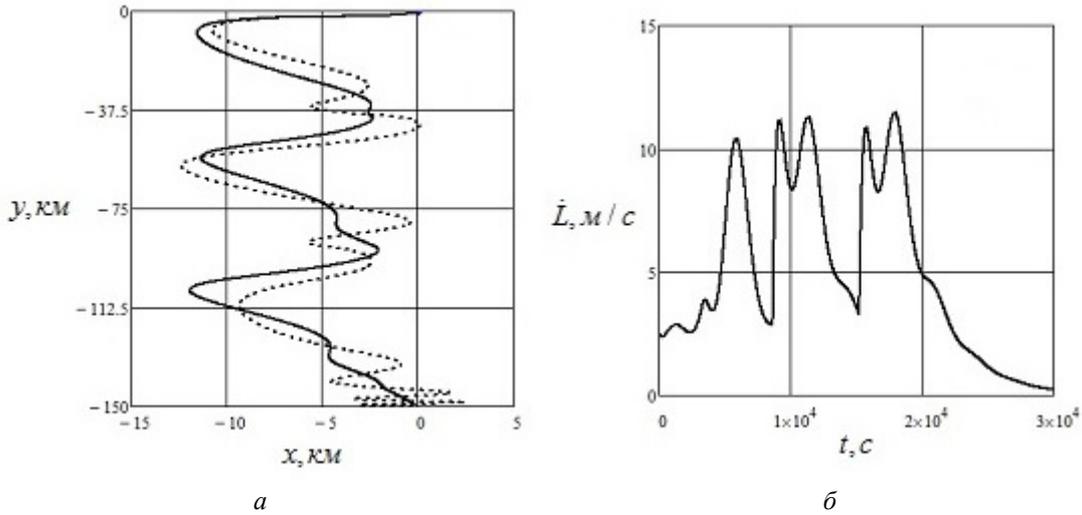
При увеличении конечной длины троса L_K (свыше 80 км) использование программы (3) сталкивается с рядом трудностей. Во-первых, увеличивается максимальная величина скорости выпуска троса $\max_t \dot{L}$ и она выходит на ограничение $\dot{L} = V_{\max}$. Существующие в настоящее время механизмы управления могут обеспечить скорость выпуска троса не более 20–25 м/с [2]. Во-вторых, на начальном участке развёртывания ОТС сразу после разделения КА определяемая по формуле (3) сила и соответствующая скорость выпуска троса становятся отрицательными: $T < 0$, $\dot{L} < 0$, что недопустимо. Указанные трудности могут быть частично преодолены, во-первых, увеличением параметра b (уменьшается $\max_t \dot{L}$), во-вторых, развёртыванием троса на начальном участке с постоянной силой натяжения $T = T_{\min}$. В этом случае сначала производится выпуск троса с постоянной силой натяжения, а потом осуществляется переход на силу, которая определяется в соответствии с (3). Однако увеличение параметра b приводит к увеличению времени развёртывания. Так, например, при увеличении параметра b от 4 до 16 (при $a = 4$) время развёртывания системы на конечную длину $L_K = 30$ км увеличивается почти в 4,5 раза (с 5,5 часа до 25 часов). Поэтому необходимо искать способы сокращения времени развёртывания ОТС.

Один из способов уменьшения времени развёртывания при выполнении ограничений (4) заключается в неоднократном применении программы (3) путём изменения величины параметра L_K . В этом случае на первом участке задаётся сравнительно небольшое значение параметра L_K . Затем, когда траектория начинает приближаться к положению равновесия, происходит переключение на другое значение параметра L_K и т. д.

В качестве примера на рис. 1 показаны зависимости (сплошные линии), характеризующие номинальную траекторию развёртывания ОТС при конечной длине троса $L_K = 150$ км. На рис. 1, а приводится траектория МКА относительно базового КА, находящегося в начале координат. При проведении моделирования были приняты следующие исходные данные: масса МКА $m = 20$ кг, линейная плотность троса $\rho = 0,2$ кг/км, высота начальной круговой орбиты $H = 1000$ км, параметры программы (3) $a = b = 4$. Номинальная программа развёртывания ОТС включает в себя три характерных участка и задаётся в виде

$$T = \begin{cases} T(L_{K1}), & \text{если } L \leq 40 \text{ км,} \\ T(L_{K2}), & \text{если } 40 \text{ км} < L \leq 90 \text{ км,} \\ T(L_{K3}), & \text{если } L > 90 \text{ км,} \end{cases} \quad (5)$$

где $T(L_{K1})$, $T(L_{K2})$, $T(L_{K3})$ – зависимости, определённые по программе (3) при разных значениях конечной длины троса: $L_{K1} = 50$ км, $L_{K2} = 100$ км, $L_{K3} = 150$ км.



а б
 Рис. 1. Траектории МКА относительно базового КА (а)
 и номинальная зависимость скорости троса от времени (б) для программы (5)
 (сплошная линия – номинальная траектория, штриховая линия – возмущённая траектория)

Так как положения равновесия асимптотически устойчивы, то переключение на новый параметр L_K осуществляется заранее, прежде чем длина троса достигнет заданного значения L_{Ki} ($i = 1, 2$). Теоретически отдельных участков может быть столько, сколько потребуется, и при этом можно развернуть трос на существенно большую длину.

Другой способ уменьшения времени развёртывания при выполнении заданных ограничений (4) заключается в использовании участка развёртывания ОТС с постоянной максимально допустимой скоростью выпуска троса. В этом случае процесс выпуска троса разбивается на три этапа: 1) выпуск троса с максимально возможным увеличением скорости (разгонный участок); 2) развёртывание системы с постоянной скоростью выпуска троса; 3) этап плавного торможения и приведение ОТС в заданное вертикальное положение с конечной длиной троса L_K .

Выпуск троса с максимально возможной скоростью достигается, если сила натяжения T принимает минимально возможное значение T_{\min} [14]. Движение троса с постоянной скоростью ($V_{\max} = \dot{L} = \text{const}$) обеспечивается, если силу натяжения определить из уравнения (1) при условии $\ddot{L} = 0$.

Плавное торможение троса будет иметь место, когда на последнем этапе используется программа (3) с заданной конечной длиной троса L_K . Из этого следует, что программа развёртывания ОТС в этом случае будет иметь вид:

$$T = \begin{cases} T_{\min}, & \text{если } \dot{L} \leq V_{\max}, \\ T_V, & \text{если } L \leq L_n, \\ T(L_K), & \text{если } L > L_n, \end{cases} \quad (6)$$

где $T(L_K)$ – значение силы натяжения, определённое согласно (3); T_V – значение силы натяжения, определённое из уравнения (1) при $\ddot{L} = 0$.

Для обеспечения плавного перехода от второго этапа развёртывания ОТС к третьему этапу необходимо, чтобы сила натяжения $T(L_K)$ при $\dot{L} = V_{\max}$ была равна T_V . На

рис. 2 приведены зависимости (сплошные линии), характеризующие процесс развёртывания ОТС по программе (6) при конечной длине троса $L_K = 150$ км. Исходные данные приняты, как и для программы (5). Дополнительные параметры, характеризующие программу (6): $T_{\min} = 0,02$ н, $V_{\max} = 10$ м/с, $L_n = 140$ км. Очевидно, что для развёртывания ОТС на любую заданную длину L_K необходимо лишь удлинить участок выпуска троса с постоянной скоростью.

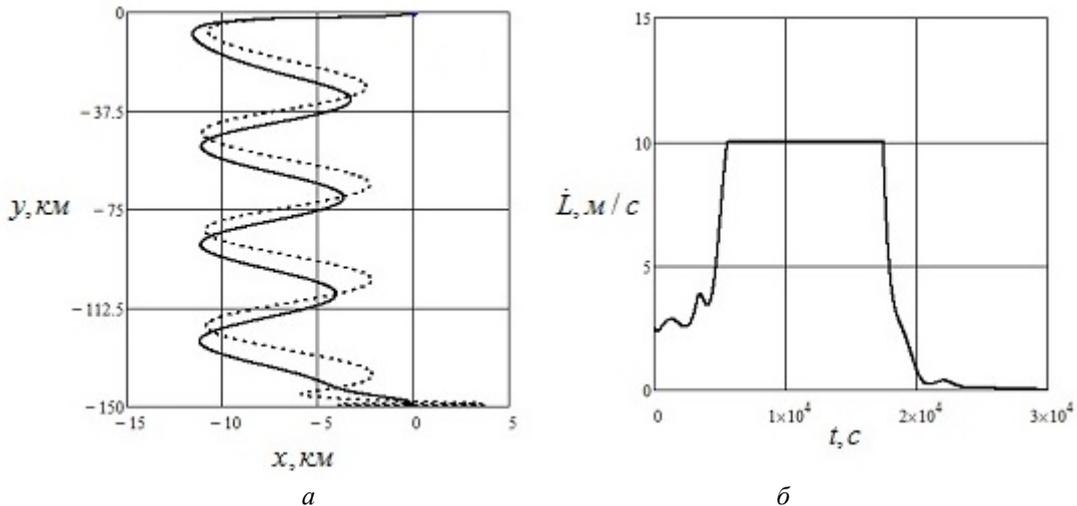


Рис. 2. Траектории МКА относительно базового КА (а) и номинальная зависимость скорости троса от времени (б) для программы (6) (сплошная линия – номинальная траектория, штриховая линия – возмущённая траектория)

Оценка реализуемости предлагаемых программ развёртывания тросовой системы

Правомерность принятых допущений и предлагаемых программ развёртывания протяжённых ОТС оценивалась по дискретной модели движения, в которой трос представлялся как совокупность n материальных точек с упругими механическими связями. Силы натяжения вычислялись по закону Гука с учётом односторонности механических связей (трос не воспринимает сжимающих усилий). Аэродинамические силы и диссипативные силы внутри троса не учитывались. На каждую материальную точку, включая концевые точки, кроме сил натяжения действовали гравитационные силы в центральном ньютоновском поле. При достаточно большом количестве точек n данная модель описывает динамику ОТС с распределёнными параметрами. Здесь приводится краткое описание применяемой дискретной модели, поскольку подобные математические модели использовались в работах [3; 13;15].

Уравнения движения ОТС записываются в геоцентрической неподвижной системе координат:

$$\frac{d\vec{r}_k}{dt} = \vec{V}_k, \quad m_k \frac{d\vec{V}_k}{dt} = \vec{G}_k + \vec{T}_k - \vec{T}_{k+1}, \quad (7)$$

где $k = 1, 2, \dots, n$; \vec{r}_k , \vec{V}_k , m_k – соответственно радиус-вектор, скорость и масса k -й материальной точки; \vec{G}_k – гравитационная сила; \vec{T}_k – сила натяжения троса, действующая между k -й и $k + 1$ -й точками и приложенная к k -й точке. Выпуск троса осуществ-

ляется с базового КА массой m_1 . Второе концевое тело (МКА) – материальная точка массой m_n .

Система (7) дополняется динамическими уравнениями для механизма управления [9]:

$$k_m \frac{dV_l}{dt} = T_1 - F, \quad \frac{dl}{dt} = V_l, \quad (8)$$

где коэффициент k_m учитывает инерционность механизма управления; l – длина троса, выпущенного из механизма управления; V_l – скорость выпуска троса; T_1 – сила натяжения в первом участке троса, считая от базового КА; F – управляющая сила в механизме торможения. Изменением коэффициента k_m в процессе развёртывания ОТС пренебрегаем.

Управляющая сила в механизме выпуска троса задаётся в виде суммы [2; 9]:

$$F = T + p_l [l - L(t)] + p_V [V_l - V(t)], \quad (9)$$

где $L(t)$, $V(t)$ – соответственно программные (номинальные) зависимости длины и скорости троса от времени, соответствующие системе (1) – (2); p_l, p_V – коэффициенты обратной связи; l, V_l – соответственно возмущённые длина и скорость троса.

Система уравнений (7) – (9) позволяет оценить влияние на процесс развёртывания ОТС некоторых возмущений, которые не учитывались при построении номинальных программ выпуска троса. К этим возмущениям можно отнести: 1) растяжимость троса; 2) инерционность механизма управления; 3) возмущённое движение центра масс системы.

Используется следующий алгоритм добавления новых точек при увеличении длины троса:

1. Добавление новой точки m_k производится, когда расстояние между базовым КА и смежной с ним точкой m_{k-1} превышает некоторую заданную величину ΔL .

2. Положение новой точки определяется из условия равенства сил натяжения с обеих сторон, причём величина этих сил натяжения должна быть равна силе натяжения на этом же участке до введения новой точки.

3. По положению новой точки определяются составляющие её скорости относительно базового КА по известной относительной скорости второй точки (m_{k-1}) через соответствующие пропорции [13].

4. Осуществляется коррекция составляющих скоростей базового КА на основании закона сохранения количества движения системы.

Численные расчёты по дискретной математической модели движения ОТС (7)-(9) проводились для номинальных программ развёртывания (5), (6) и при ранее принятых исходных данных. Жёсткость троса $c = 7070 \text{ н}$, инерционность управляющего механизма $k_m = 0,5 \text{ кг}$. Коэффициенты обратной связи принимались постоянными ($p_l = 0,243$, $p_V = 7,824$) и были выбраны в соответствии с результатами работы [13], где рассматривалось развёртывание ОТС на сравнительно небольшую длину. Изменение коэффициентов p_l , p_V не приводило к существенному улучшению качества пере-

ходных процессов при работе системы регулирования для рассматриваемых программ развёртывания ОТС.

Необходимо отметить, что при моделировании рассматривался так называемый идеальный регулятор (9), то есть не учитывалось влияние дискретности управления, запаздывания и других возмущений, связанных с работой реальных систем регулирования.

Результаты расчёта возмущённых траекторий МКА относительно базового КА показаны на рис. 1, а и 2, а (штриховые линии). Ошибки регулирования по длине и скорости выпуска троса в обоих случаях невелики: максимальные ошибки по скорости не превышают 0,2 м/с, а максимальные ошибки по длине троса достигаются в конце развёртывания и не превышают 70 м.

Инерционность механизма управления в достаточно широком диапазоне $m_i \in [0.2, 3]$ (кг) практически не оказывает влияния на величину ошибок.

По окончании развёртывания система не находится в вертикальном положении, а совершает колебания относительно центра масс с некоторой амплитудой. Это иллюстрируется рис. 1, а и 2, а, из которых следует, что в первом случае амплитуда колебаний составляет около 3 км, а во втором – около 4 км. Данный эффект связан с принятым способом регулирования (по ошибкам длины и скорости троса) и проявляется только для достаточно протяжённых (более 30 км) ОТС. Возникающие маятниковые колебания не могут быть скомпенсированы управлением, так как управляющая сила всегда направлена вдоль троса.

При моделировании движения с использованием дискретной модели (7) – (9) для ОТС с принятыми характеристиками достаточно задавать длину участка троса от 5 км до 10 км. Дальнейшее увеличение количества участков троса практически не приводит к изменению результатов моделирования.

Заключение

Основываясь на проведённых исследованиях, можно сделать следующие выводы:

1. При формировании протяжённых ОТС (порядка 100 – 150 км) возникает задача учёта ограничений на скорость выпуска троса и силу его натяжения, что приводит к необходимости разработки новых программ развёртывания ОТС.

2. Предложены номинальные программы развёртывания протяжённых ОТС, учитывающие массу троса и ограничения рассматриваемой задачи: а) программа развёртывания ОТС, основанная на динамическом законе управления (3); б) программа, основанная на неоднократном применении закона управления (3); в) программа, включающая участки разгона, движения с постоянной скоростью и торможения в соответствии с законом управления (3).

3. Показано, что последние две программы развёртывания протяжённых ОТС позволяют увеличить конечную длину троса до 100 – 150 км и более.

4. Результаты численного моделирования по модели движения ОТС с распределёнными параметрами с учётом работы системы регулирования, инерционности механизма управления и растяжимости троса подтвердили возможность использования предлагаемых программ развёртывания для формирования протяжённых ОТС.

Работа поддержана грантом РФФИ РФ 16-41-630637.

Библиографический список

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
2. Kruijff M. Tethers in Space. Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. 423 p.
3. Zabolotnov Yu. Introduction of Space tether system motion dynamics and control. Beijing: Science Press, 2013. 140 p.
4. Алпатов А.П., Белецкий В.В., Драновский В.И., Закржевский А.Е., Пироженко А.В., Трогер Г., Хорошилов В.С. Динамика космических систем с тросовыми и шарнирными соединениями. Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2007. 560 с.
5. Zhong R., Zhu Z.H. Optimal trajectory design of a deorbiting electrodynamic tether system // International Journal of Space Science and Engineering. 2013. V. 1, Iss. 2. P. 128-141. DOI: 10.1504/ijspacese.2013.054459
6. Bokelmann K.A., Russell R.P., Lantoine G. Periodic orbits and equilibria near jovian moons using an electrodynamic tether // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2015. V. 38, Iss. 1. P. 15-29. DOI: 10.2514/1.g000428
7. Schadegg M.M., Russell R.P., Lantoine G. Jovian orbit capture and eccentricity reduction using electrodynamic tether propulsion // Journal of Spacecraft and Rockets. 2015. V. 52, Iss. 2. P. 506-516. DOI: 10.2514/1.a32962
8. Заболотнов Ю.М., Еленев Д.В. Устойчивость движения в атмосфере связи двух твердых тел, соединенных тросом // Известия РАН. Механика твердого тела. 2013. № 2. С. 49-60.
9. Заболотнов Ю.М., Наумов О.Н. Движение спускаемой капсулы относительно центра масс при разворачивании орбитальной тросовой системы // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 2. P. 183-193.
10. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamic of the Tethered Satellite Systems. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, UK, 2012. 356 p.
11. Kwon D.W. Propellantless formation flight applications using electromagnetic satellite formations // Acta Astronautica. 2010. V. 67, Iss. 9-10. P. 1189-1201. DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.06.042
12. Huang H., Zhu Y., Yang L., Zhang Y. Stability and shape analysis of relative equilibrium for three-spacecraft electromagnetic formation // Acta Astronautica. 2014. V. 94, Iss. 1. P. 116-131. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.08.011
13. Заболотнов Ю.М. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы в вертикальное положение с малым грузом // Прикладная математика и механика. 2015. Т. 79, № 1. P. 37-47.
14. Ишков С.А., Наумов С.А. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. 2006. № 1(9). С. 77-85.
15. Дигнат Ф., Шилен В. Управление колебаниями орбитальной тросовой системы // Прикладная математика и механика. 2000. Т. 64, № 5. С. 747-754.
16. Zabolotnov Yu., Naumov O. Methods of the analysis of motion of small space vehicles around the centre of masses at deployment of space tether system // International Journal of Space Science and Engineering. 2014. V. 2, Iss. 4. P. 305-326. DOI: 10.1504/ijspacese.2014.066964

CONTROL OVER THE DEPLOYMENT OF AN ORBITAL TETHER SYSTEM OF GREAT LENGTH

© 2017

Ch. Wang Ph.D., Associate Professor of School of Automation;
Northwestern Polytechnic University, Xi'an, China;
wangcq@mail.ru

Yu. M. Zabolotnov Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Software Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
yumz@yandex.ru

Control of deploying an extended tether system into the vertical position is considered in the paper. It is assumed that in the initial state the system consisting of two space vehicles moves in a circular Earth orbit. We propose nominal control programs ensuring the deployment of the system to a predetermined length and taking into account the restrictions on the speed of tether and force in the control mechanism. To construct nominal deployment programs a mathematical model of the system's motion in the orbital moving coordinate system is used. The model takes into account the peculiarities of the problem. We assess the operability of the proposed programs of deployment according to the mathematical model of controlled motion of the orbital tether system with distributed parameters recorded in the geocentric coordinate system. To perform test calculations a linear regulator that provides feedback on the length and speed of the tether deployment is used.

Orbital tether system; deployment; mathematical model; control program; constraints; distributed tether system; regulator; numerical results.

Citation: Wang Ch., Zabolotnov Yu.M. Control over the deployment of an orbital tether system of great length. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 7-17.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-7-17

References

1. Beletskiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 336 p.
2. Kruijff M. *Tethers in Space*. Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. 423 p.
3. Zabolotnov Yu. Introduction of Space tether system motion dynamics and control. Beijing: Science Press, 2013. 140 p.
4. Alpatov A.P., Beletskiy V.V., Dranovskiy V.I., Zakrzhevskiy A.E., Pirozhenko A.V., Troger G., Khoroshilov V.S. *Dinamika kosmicheskikh sistem s trosovymi i sharnirnymi soedineniyami* [Dynamics of space systems with tether and swivel connections]. Izhevsk: Institut Komp'yuternykh Issledovaniy Publ., 2007. 560 p.
5. Zhong R., Zhu Z. Optimal trajectory design of a deorbiting electrodynamic tether system. *International Journal of Space Science and Engineering*. 2013. V. 1, Iss. 2. P. 128-141. DOI: 10.1504/ijspacese.2013.054459
6. Bokelmann K.A., Russell R.P., Lantoine G. Periodic orbits and equilibria near jovian moons using an electrodynamic tether. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2015. V. 38, Iss. 1. P. 15-29. DOI: 10.2514/1.g000428
7. Schadegg M.M., Russell R.P., Lantoine G. Jovian orbit capture and eccentricity reduction using electrodynamic tether propulsion. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2015. V. 52, Iss. 2. P. 506-516. DOI: 10.2514/1.a32962
8. Zabolotnov Yu.M., Elenev D.V. Stability of Motion of Two Rigid Bodies Connected by a Cable in the Atmosphere. *Mechanics of Solids*. 2013. V. 48, Iss. 2. P. 156-164. DOI: 10.3103/s0025654413020064

9. Zabolotnov Yu.M., Naumov O.N. Motion of a Descent Capsule Relative to Its Center of Mass when Deploying the Orbital Tether System. *Cosmic Research*. 2012. V. 50, Iss. 2. P. 177-187. DOI: 10.1134/s0010952512020098
10. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamic of the Tethered Satellite Systems. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, UK, 2012. 356 p.
11. Kwon D.W. Propellantless formation flight applications using electromagnetic satellite formations. *Acta Astronautica*. 2010. V. 67, Iss. 9-10. P. 1189-1201. DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.06.042 .
12. Huang H., Zhu Y., Yang L., Zhang Y. Stability and shape analysis of relative equilibrium for three-spacecraft electromagnetic formation. *Acta Astronautica*. 2014. V. 94, Iss. 1. P. 116-131. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.08.011
13. Zabolotnov Yu.M. Control of the deployment of a tethered orbital system with a small load into a vertical position. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. 2015. V. 79, Iss. 1. P. 28-34. DOI: 10.1016/j.jappmathmech.2015.04.015
14. Ishkov S.A., Naumov S.A. Control over orbital tether system unfolding. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 1(9). P. 77-85. (In Russ.)
15. Dignath F., Schiehlen W. Control of the vibrations of a tethered satellite system. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. 2000. V. 64, Iss. 5. P. 715-722. DOI: 10.1016/S0021-8928(00)00100-3
16. Zabolotnov Yu., Naumov O. Methods of the analysis of motion of small space vehicles around the centre of masses at deployment of space tether system. *International Journal of Space Science and Engineering*. 2014. V. 2, Iss. 4. P. 305-326. DOI: 10.1504/ijspacese.2014.066964

ФОРМУЛЫ ПРИВЕДЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКОЛОГИЧНОСТИ И ГОРЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ К СТАНДАРТНЫМ АТМОСФЕРНЫМ УСЛОВИЯМ

© 2017

- А. В. Григорьев** генеральный конструктор;
АО «Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru
- А. А. Косматов** студент магистратуры;
Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого
(национальный исследовательский университет);
a.kosmatov94@gmail.com
- О. А. Рудаков** кандидат технических наук, научный консультант;
АО «Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru
- А. В. Соловьёва** заместитель главного конструктора по перспективным НИР;
АО «Климов», г. Санкт-Петербург;
anastasia.v.soloveva@yandex.ru

Представлены формулы приведения характеристик экологичности и горения топлива в газотурбинном двигателе и его термодинамических параметров к стандартным атмосферным условиям, когда высота полёта $H=0$ и число Маха $M=0$: $p_o=760$ мм. рт. ст. (101,325 кПа), $T_o=288,15$ К (+15°C), при которых задаётся техническое задание на газотурбинную установку. Атмосферные условия, определяемые температурой, давлением и влажностью воздуха, изменяются в широких пределах в зависимости от времени года, географической высоты и широты местности. Поэтому приведение характеристик двигателя к стандартным атмосферным условиям является необходимым и базируется на теории подобия, то есть на сохранении постоянными газодинамических и геометрических критериев камеры сгорания. Теоретической основой настоящего метода приведения характеристик является интегральная математическая модель камеры сгорания как результат решения системы дифференциальных уравнений переноса теплоты, массы (концентрации) и количества движения, что определяется теорией камеры сгорания. В работе показано существенное влияние на характеристики эмиссии и горения топлива температуры окружающей среды в отличие от влияния остальных атмосферных условий.

Формулы приведения; стандартные атмосферные условия; камера сгорания; эмиссия.

Цитирование: Григорьев А.В., Косматов А.А., Рудаков О.А., Соловьёва А.В. Формулы приведения характеристик экологичности и горения двигателя к стандартным атмосферным условиям // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 18-22. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-18-22

В теории воздушно-реактивных двигателей отсутствует метод приведения параметров экологичности и горения двигателя к стандартным атмосферным условиям (САУ).

Следовательно, создание теоретического метода приведения указанных параметров к САУ для обеспечения доводки двигателя по выполнению технического задания на его проектирование и для контроля значений этих параметров в серийном производстве является актуальным.

Для решения задачи используем математические выражения, связывающие параметры эмиссии и горения с геометрическими и гидродинамическими критериями и параметрами потока камеры сгорания, которые представлены в теории камеры сгорания [1].

Интегральная математическая модель камеры сгорания создана на основе преобразования и решения системы дифференциальных уравнений переноса материи с использованием экспериментальных материалов по доводке двигателей.

Запишем искомые математические зависимости.

Для индексов эмиссии оксидов азота EI_{NOx} , оксида углерода EI_{CO} , несгоревших углеводородов EI_{HC} , бенз (а) пирена $EI_{БП}$ в граммах вещества на килограмм топлива:

$$EI_{NOx} = A_1 p_k^{1,5} G_6^{-1} \frac{T_z}{T_k} \exp\left(\frac{T_k}{288}\right), \quad (1)$$

$$EI_{CO} = A_2 p_k^{-1,8} G_6 T_z^{-1} \exp\left(-\frac{T_k}{288}\right), \quad (2)$$

$$EI_{HC} = A_3 p_k^{-1,8} G_6 T_z^{-1} \exp\left(-\frac{T_k}{288}\right), \quad (3)$$

$$EI_{БП} = A_4 EI_{HC}, \quad (4)$$

где A – постоянные числа, связанные с геометрией камеры сгорания; p_k , МПа – полное давление воздуха на выходе из компрессора; T_k и T_z , К – полная температура воздуха за компрессором и газа за камерой сгорания соответственно; G_6 , кг/с – массовый расход воздуха за компрессором.

Для числа дымности SN , %:

$$SN = A_5 p_k^{0,027} G_6^{0,135} T_z^{0,131} T_k^{0,135} \exp\left(-0,036 \frac{T_k}{288}\right). \quad (5)$$

Для коэффициента полноты сгорания топлива η :

$$\eta = 1 - A_6 G_6 p_k^{-1,8} T_z^{-1} \exp\left(-\frac{T_k}{288}\right). \quad (6)$$

Для коэффициентов избытка воздуха при «бедном» и «богатом» срыве горения α^{\max} и α^{\min} :

$$\alpha^{\max} = A_7 p_k^{0,62} \exp(0,002 T_k), \quad (7)$$

$$\alpha^{\min} = A_8 p_k^{0,3}. \quad (8)$$

Из условия подобия потоков при постоянстве приведённой скорости потока $\lambda = \text{const}$ и критерия молекулярного подобия $K = \frac{C_p}{C_v} = \text{const}$ получим формулы приведения к САУ температуры давления газа и расхода воздуха:

$$\frac{T_{np}}{T} = \frac{T_o}{T_n}, \quad \frac{p_{np}}{p} = \frac{p_o}{p_n} \quad \text{и} \quad \frac{G_{\text{г np}}}{G_{\text{г}}} = \frac{p_o}{p_n} \sqrt{\frac{T_n}{T_o}}, \quad (9)$$

где T_o и p_o соответствуют стандартной атмосфере; T_n и p_n являются текущими значениями параметров атмосферы; индекс «np» означает приведение параметра потока к стандартным атмосферным условиям.

Формулы приведения параметров экологичности и горения получены следующим образом: каждая из зависимостей (1) – (8) записывается для условий стандартной атмосферы и для текущих значений её параметров. Полученные соотношения делятся друг на друга. С учётом формул приведения параметров потока газа (9) после подстановки и преобразования искомые формулы приведения к САУ примут следующий вид:

$$\frac{EI_{NOx np}}{EI_{NOx}} = \left(\frac{p_o}{p_n}\right)^{0,5} \left(\frac{T_o}{T_n}\right)^{0,5} e^{T_{\text{к np}} \frac{1}{288} \left(1 - \frac{T_n}{T_o}\right)};$$

$$\frac{EI_{CO np}}{EI_{CO}} = \frac{EI_{HC np}}{EI_{HC}} = \frac{EI_{БП np}}{EI_{БП}} = \left(\frac{p_n}{p_o}\right)^{0,8} \left(\frac{T_n}{T_o}\right)^{1,5} e^{T_{\text{к np}} \frac{1}{288} \left(\frac{T_n}{T_o} - 1\right)};$$

$$\frac{SN_{np}}{SN} = \left(\frac{p_o}{p_n}\right)^{0,162} \left(\frac{T_o}{T_n}\right)^{0,198} e^{0,036 \frac{T_{\text{к np}}}{288} \left(\frac{T_n}{T_o} - 1\right)};$$

$$\frac{(1-\eta)_{np}}{1-\eta} = \left(\frac{p_o}{p_n}\right)^{-0,8} \left(\frac{T_o}{T_n}\right)^{1,5} e^{T_{\text{к np}} \frac{1}{288} \left(\frac{T_n}{T_o} - 1\right)};$$

$$\frac{\alpha_{np}^{\max}}{\alpha^{\max}} = \left(\frac{p_o}{p_n}\right)^{0,62} e^{0,002 \cdot T_{\text{к np}} \left(1 - \frac{T_n}{T_o}\right)};$$

$$\frac{\alpha_{np}^{\min}}{\alpha^{\min}} = \left(\frac{p_o}{p_n}\right)^{0,3},$$

где $T_{\text{к np}}$ – полная приведённая к САУ температура воздуха за компрессором (на входе в камеру сгорания), расчётная температура воздуха.

Для определения диапазона изменения параметров эмиссии и горения двигателя в зависимости от атмосферных условий выполнен расчёт по полученным формулам приведения. Расчётные, приведённые к САУ значения параметров двигателя ТРДДФ IV поколения взяты следующими:

$$\begin{aligned} T_{\text{к np}} &= 760 \text{ К}; & EI_{HC np} &= 1 \frac{\text{г}}{\text{кг}}; & \eta_{np} &= 0,99, \\ EI_{NOx np} &= 21 \frac{\text{г}}{\text{кг}}; & EI_{БП np} &= 2,51 \cdot 10^{-5} \frac{\text{г}}{\text{кг}}; & \alpha_{np}^{\max} &= 20; \\ EI_{CO np} &= 17 \frac{\text{г}}{\text{кг}}; & SN_{np} &= 40\%; & \alpha_{np}^{\min} &= 1,1. \end{aligned}$$

Изменения параметров экологичности и горения двигателя при изменении наружной температуры на земле $T_n = 313, 288$ и 233 К, $p_n = p_o$, $T_{кпр} = 760$ К приведены в табл. 1.

Таблица 1. Диапазон изменения параметров эмиссии и горения двигателя в зависимости от температуры окружающей среды

Параметр $T_n, \text{К}$	$EI_{\text{NOx}}, \frac{\%}{\text{кг}}$	$EI_{\text{CO}}, \frac{\%}{\text{кг}}$	$EI_{\text{HC}}, \frac{\%}{\text{кг}}$	$EI_{\text{БП}}, \frac{\%}{\text{кг}}$	$SN, \%$	η	α^{\max}	α^{\min}
313	27,89	11,69	0,69	$1,73 \cdot 10^{-5}$	40,50	0,993	23,19	1,09
288	21,00	17,00	1,00	$2,51 \cdot 10^{-5}$	40,00	0,99	20,00	1,10
233	11,26	39,50	2,32	$5,83 \cdot 10^{-5}$	38,89	0,977	14,72	1,11
Изменение в %	+32,80 -46,38	+132,35 -31,23	+132,40 -31,30	+132,39 -31,23	+1,25 -2,77	+0,30 -1,31	+15,95 -26,42	+0,909 -0,909

Из табл. 1 следует, что влияние атмосферных условий существенно и, следовательно, приведение характеристик экологичности и горения двигателя к САУ необходимо, причём наиболее сильным фактором является отрицательное значение температуры окружающей среды.

Влияние влажности воздуха может быть учтено в формуле приведения эмиссии оксидов азота функцией $e^{0,0188(\alpha_o - \alpha)}$, где $\alpha_o, \frac{\text{кг H}_2\text{O}}{\text{кг воздуха}}$ для САУ равно нулю; $\alpha, \frac{\text{кг H}_2\text{O}}{\text{кг воздуха}}$ – текущее значение абсолютной влажности воздуха.

Для указанных в табл. 1 значений параметров влияние влажности невелико и составляет $\pm 0,2\%$ от приведённой влажности индекса эмиссии оксидов азота.

Таким образом, на основании интегральной математической модели камеры сгорания выведены теоретические формулы приведения характеристик экологичности и горения газотурбинного двигателя к САУ. Показано, что основным фактором влияния атмосферы на параметры двигателя является температура наружного воздуха.

Библиографический список

1. Григорьев А.В, Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания. СПб.: Наука, 2010. 227 с.

FORMULAS OF REDUCING ENGINE ENVIRONMENTAL PERFORMANCE AND COMBUSTION CHARACTERISTICS TO STANDARD ATMOSPHERIC CONDITIONS

© 2017

- A. V. Grigoriev** General Designer;
Klimov JSC, Saint-Petersburg, Russian Federation; klimov@klimov.ru
- A. A. Kosmatov** Master Student;
Institute of Metallurgy, Mechanical Engineering and Transport, Saint-Petersburg, Russian Federation;
a.kosmatov94@gmail.com
- O. A. Rudakov** Candidate of Science (Engineering), scientific consultant;
Klimov JSC, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru
- A. V. Solovieva** Deputy Chief Designer (advanced research projects);
Klimov JSC, Saint-Petersburg, Russian Federation;
anastasia.v.soloveva@yandex.ru

The article specifies formulas of reducing environmental performance and combustion characteristics of a gas turbine engine, as well as its thermodynamic parameters to the standard atmospheric conditions, with flight altitude $H = 0$ and Mach number $M = 0$: $p_o = 760$ mm Hg. (101.325 kPa), $T_o = 288.15$ K (+15°C), for which the engine technical assignment is specified. The atmospheric conditions determined by the air temperature, pressure and humidity vary over a wide range depending on the season, terrain elevation, and latitude. Therefore, reduction of engine characteristics to the standard atmospheric conditions is necessary and it is based on the similarity theory, i.e. on maintaining constant gas dynamic and geometrical criteria of the combustion chamber. An integral mathematical model of the combustion chamber forms the theoretical basis of the presented reduction method. It is grounded on the results of solving a system of differential equations describing heat, mass (concentration) and momentum transfer specified by the combustion chamber theory. The article shows a significant influence of the ambient air temperature on emission and fuel combustion characteristics as distinct from the influence of other atmospheric parameters.

Formulas of reduction; standard atmospheric conditions; combustion chamber; emission.

Citation: Grigoriev A.V., Kosmatov A.A., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Formulas of reducing engine environmental performance and combustion characteristics to standard atmospheric conditions. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 1. P. 18-22. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-18-22

References

1. Grigor'ev A.V, Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Salivon N.D. *Teoriya kamery sgoraniya* [Theory of the combustion chamber]. SPb.: Nauka Publ., 2010. 227 p.

О ДВИЖЕНИИ НЕСЖИМАЕМОЙ ЖИДКОСТИ В ТОПЛИВНЫХ БАКАХ С ЗАБОРНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ

© 2017

М. И. Дьяченко аспирант кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители»;
Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана;
s_masyanya@mail.ru

Нгуен Зуй Хунг аспирант кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители»;
Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана;
freedom_dh@yahoo.com.vn

А. Н. Темнов кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Космические
аппараты и ракеты-носители»;
Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана;
antt45@mail.ru

Представлены решения задач о собственных колебаниях жидкости в цилиндрических, конических и сферических ёмкостях с граничными условиями на свободной поверхности и поверхности с сопротивлением – поверхности слива. Особое внимание уделено нахождению собственных значений и частот уравнений колебаний возмущённого движения жидкости с наличием диссипации на граничных поверхностях. Показано, что малые скорости опускания свободной поверхности и условия сопротивления на поверхности слива могут влиять как на колебательную, так и на апериодическую часть решения задачи о колебаниях жидкости.

Ракета-носитель; топливный бак; несжимаемая жидкость; собственные числа; собственные формы колебания.

Цитирование: Дьяченко М.И., Нгуен Зуй Хунг, Темнов А.Н. О движении несжимаемой жидкости в топливных баках с заборными устройствами // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 23-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-23-35

Введение

Исследованию задачи о колебаниях жидкости в баках ракет-носителей посвящено много работ, например [1-4]. В работах авторов [5;6] приведена постановка модельной задачи о малых движениях несжимаемой жидкости, вытекающей из топливного бака с заборными устройствами (ЗУ). Исследование рассматриваемой задачи показало, что спектр нормальных движений несжимаемой жидкости (движений, подчиняющихся закону $e^{-\lambda t}$), заполняющей частично полость произвольной формы, обладает двумя ветвями собственных значений: дискретным множеством вещественных чисел, расположенных на положительной части вещественной оси, и дискретным множеством комплексно сопряжённых чисел, расположенных вблизи мнимой оси.

Приведены примеры задач о движении несжимаемой жидкости, наиболее распространённых на практике топливных баков в форме цилиндра, конуса и сферы.

Постановка задачи

Пусть несжимаемая жидкость, частично заполняющая неподвижный бак произвольной формы, вытекает через ЗУ и может совершать малые движения. Рассматриваемая проблема малых движений жидкости может быть описана уравнениями гидродинамики, линеаризованными вблизи невозмущённого состояния. Подробная постановка задачи приведена в работах [5-7].

Предполагая возмущённое движение жидкости потенциальным, сформулируем краевую задачу:

$$\Delta\Phi = 0 \text{ в области } Q, \text{ заполненной жидкостью};$$

$$\frac{\partial\Phi}{\partial n} = 0 \text{ на смачиваемой поверхности } S;$$

$$\frac{\partial\Phi}{\partial t} - \frac{\partial\Phi}{\partial x_3} V_0(H) + g w_\Gamma = f_1 \text{ на свободной поверхности } \Gamma_0;$$

$$\frac{\partial\Phi}{\partial t} - \frac{\partial\Phi}{\partial x_3} V_0(0) - \gamma \dot{w}_\Sigma = f_2 \text{ на поверхности слива } \Sigma;$$

$$\Phi(x_1, x_2, x_3) = \Phi^{(0)} \text{ при } t = 0.$$

Здесь $\frac{\partial}{\partial n}$ – производная по внешней нормали к поверхности S ;

$$w_\Gamma = \int \frac{\partial\Phi}{\partial x_3} dt, \quad \dot{w}_\Sigma = \frac{\partial\Phi}{\partial x_3} - \text{малые смещения и скорость частиц жидкости на поверхностях}$$

Γ_0 и Σ соответственно; $\gamma = \xi V_\Sigma = \xi V_0(0)$ – обобщённый коэффициент сопротивления поверхности слива; ξ – коэффициент гидравлического сопротивления поверхности слива; g – величина интенсивности внешнего однородного поля массовых сил; f_1, f_2 – заданные поля внешних воздействий соответственно на поверхностях Γ_0 и Σ .

Проинтегрировав уравнение неразрывности по объёму, занимаемому жидкостью, для любого момента времени t , получим дополнительное интегральное условие $\int_\Gamma \vec{V} \vec{n}_\Gamma d\Gamma = \int_\Sigma \vec{V} \vec{n}_\Sigma dS$, которому должны подчиняться поле скоростей и поле смещений в рассматриваемой задаче.

Впервые исследование колебаний жидкости с учётом вытекания было предложено Кирилловым В.В. в работе [8] и продолжено в работах [3; 4; 9]. В упомянутых работах рассматривались задачи для жидкости, занимающей часть цилиндрического бака, на дне которого ставилось кинематическое условие вытекания.

Колебания жидкости в цилиндрической ёмкости

Рассмотрим задачу о собственных движениях жидкости, вытекающей через заборное устройство из цилиндрической ёмкости при наличии свободной поверхности. Используя цилиндрические координаты r, η, x с началом на поверхности слива, получим задачу для определения потенциала смещений $\Phi(x, r, \eta, t)$

$$\frac{\partial^2\Phi}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial\Phi}{\partial r} - \frac{m^2}{r^2} \Phi + \frac{\partial^2\Phi}{\partial x^2} = 0 \text{ в } Q, \quad m = 0, \pm 1, \pm 2, \dots,$$

$$\frac{\partial\Phi}{\partial t} - \frac{\partial\Phi}{\partial x} V_0(H) + g \int \frac{\partial\Phi}{\partial x} dt = 0 \text{ на } \Gamma_0,$$

$$\frac{\partial\Phi}{\partial t} - \frac{\partial\Phi}{\partial x} V_0(0) - \gamma \frac{\partial\Phi}{\partial x} = 0 \text{ на } \Sigma,$$

$$\frac{\partial\Phi}{\partial r} = 0 \text{ на } S,$$

$$\Phi(x, r, \eta, t) = \Phi^{(0)} \text{ при } t = 0.$$

Функцию $\Phi(x, r, \eta, t)$ представим в виде суммы двух функций:

$$\Phi(x, r, \eta, t) = \Phi_1(x, r, \eta, t) + \Phi_2(x, r, \eta, t)$$

и будем искать каждый потенциал $\Phi_1(x, r, \eta, t)$ и $\Phi_2(x, r, \eta, t)$ в виде произведения четырёх функций:

$$\Phi_1(x, r, \eta, t) = Z^{(1)}(x)R(r)H(\eta)\dot{S}(t), \quad \Phi_2(x, r, \eta, t) = Z^{(2)}(x)R(r)H(\eta)\dot{p}(t).$$

Здесь $H(\eta)$ функция периода 2π и функция $R(r)$ удовлетворяют уравнению Бесселя, а функции $Z^{(1)}(x)$, $Z^{(2)}(x)$ – есть решения задач

$$\begin{aligned} \frac{d^2 Z^{(1)}}{dx^2} - k^2 Z^{(1)} &= 0, \quad (0 \leq x \leq H), \\ \frac{d}{dx} Z^{(1)} &= 0, \quad x = 0, \quad \frac{d}{dx} Z^{(1)} = 1, \quad x = H, \\ \frac{d^2 Z^{(2)}}{dx^2} - k^2 Z^{(2)} &= 0, \quad (0 \leq x \leq H), \\ \frac{d}{dx} Z^{(2)} &= 1, \quad x = 0, \quad \frac{d}{dx} Z^{(2)} = 0, \quad x = H. \end{aligned}$$

Используя метод разделения переменных, находим выражения для потенциалов скоростей:

$$\begin{aligned} \Phi_1(x, r, \eta, t) &= \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} J_m(k_{mn}r) e^{im\eta} \frac{ch(k_{mn}x)}{sh(k_{mn}H)} \dot{S}_{mn}(t), \\ \Phi_2(x, r, \eta, t) &= \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} J_m(k_{mn}r) e^{im\eta} \frac{ch(k_{mn}(x-H(t)))}{sh(k_{mn}H)} \dot{p}_{mn}(t). \end{aligned}$$

Здесь $J_m(k_{mn}r)$ – функция Бесселя первого рода m -го порядка; $k_{mn}r_0 = \xi_{mn}$ – корни уравнения $dJ_m(\xi)/d\xi = 0$, функции $S_{mn}(t)$, $p_{mn}(t)$ удовлетворяют системе уравнений

$$\begin{aligned} \ddot{S}_{mn} + \alpha_{mn} \ddot{p}_{mn} + V_0 \varepsilon_{mn} \dot{p}_{mn} + V_0 \delta_{mn} \dot{S}_{mn} + \omega_{mn}^2 S_{mn} &= 0, \\ \ddot{p}_{mn} + \alpha_{mn} \ddot{S}_{mn} + V_0 \varepsilon'_{mn} \dot{S}_{mn} + (V_0 \varepsilon'_{mn} + \gamma_{mn}) \dot{p}_{mn} &= 0, \\ m = 0, 1, 2, \dots, \quad n = 1, 2, 3, \dots, \end{aligned} \quad (1)$$

где α_{mn} , ε_{mn} – коэффициенты инерционных и диссипативных связей;

ω_{mn}^2 , γ_{mn} , δ_{mn} , ε'_{mn} – динамические характеристики парциальных подсистем

$$\begin{aligned} \alpha_{mn} &= \frac{1}{ch(k_{mn}H)}, \quad \varepsilon_{mn} = k_{mn} sh^{-1}(k_{mn}H), \quad \gamma_{mn} = \gamma k_{mn} th(k_{mn}H), \\ \varepsilon'_{mn} &= k_{mn} th^{-1}(k_{mn}H), \quad \delta_{mn} = 2k_{mn} / sh(2k_{mn}H), \quad \omega_{mn}^2 = gk_{mn} th(k_{mn}H). \end{aligned}$$

Для определения собственных частот рассматриваемой механической системы положим $S_{mn} = A_{1mn} e^{\Omega t}$, $p_{mn} = A_{2mn} e^{\Omega t}$. Из уравнений (1) получаем характеристическое уравнение

$$\Omega^3 th(k_{mn} H) + \Omega^2 k_{mn} (V_0 + \gamma) + \Omega k_{mn} (V_0 \delta_{mn} \gamma + g) + g k_{mn} (V_0 \varepsilon'_{mn} + \gamma_{mn}) = 0, \quad (2)$$

где Ω – комплексный коэффициент затухания волновых движений жидкости, $m = 0, 1, 2, \dots$, $n = 1, 2, 3, \dots$.

Уравнение (2) имеет две ветви решений: действительные корни и ветвь комплексно-сопряжённых корней.

Для исследования уравнения введём безразмерные параметры

$$\bar{\Omega} = \Omega / \sqrt{g/r_0}, \quad \bar{\gamma} = \gamma / \sqrt{g r_0}, \quad \xi_{mn} = k_{mn} r_0, \quad \bar{H} = H / r_0, \quad V_0^* = V_0 / \sqrt{g r_0}$$

и перепишем уравнение (2) в безразмерном виде:

$$\begin{aligned} & \bar{\Omega}^3 th(\xi_{mn} \bar{H}) + \bar{\Omega}^2 \xi_{mn} (V_0^* + \bar{\gamma}) + \bar{\Omega} \xi_{mn} \left(\frac{2V_0^* \xi_{mn}}{sh 2 \xi_{mn} \bar{H}} \bar{\gamma} + 1 \right) + \\ & + \xi_{mn}^2 (V_0^* cth(\xi_{mn} \bar{H}) + \bar{\gamma} th(\xi_{mn} \bar{H})) = 0. \end{aligned} \quad (3)$$

Результаты вычислений корней кубического уравнения (3) приведены в табл. 1.

Таблица 1. Собственные частоты колебаний жидкости в цилиндрической ёмкости при перераспределении жидкости из бака

V_0^*	$\bar{\beta} = \bar{\gamma}^{-1}$	$\bar{\Omega}_1$	$\bar{\Omega}_{2,3}$	$\chi^{(1)}$	$\frac{1}{\chi^{(2,3)}}$
00	0,05	-12,348	-0,00742±1,324i	-0,306	-0,00408±0,036i
00	0,15	-4,080	-0,021±1,330i	-0,280	-0,0338±0,0990i
0,04	0,01	-61,834	-0,00268±1,32318i	-0,309	-0,0003±0,0073i
0,04	0,05	-12,37	-0,00857±1,32413i	-0,305	-0,0047±0,0360i
0,04	0,1	-6,175	-0,01544±1,3266i	-0,295	-0,0170±0,0690i
0,04	0,15	-4,103	-0,02143±1,330i	-0,279	-0,0340±0,0980i
0,07	0,01	-61,85	-0,00357±1,32322i	-0,309	-0,0004±0,0073i
0,07	0,05	-12,387	-0,00942±1,32432i	-0,305	-0,0052±0,0360i
0,07	0,1	-6,192	-0,0162±1,326946i	-0,294	-0,0178±0,0690i
0,07	0,15	-4,12	-0,022±1,3307167i	-0,278	-0,036±0,097i
0,1	0	-6,181e-9	-0,003±1,323i	-0,309	-3,26e(-12) ±7,33e(-11)i
0,1	0,01	-61,867	-0,00445±1,3232i	-0,309	-0,0005±0,0073i
0,1	0,05	-12,404	-0,0103±1,3245i	-0,305	-0,0056±0,036i
0,1	0,1	-6,209	-0,0169±1,3272i	-0,293	-0,019±0,069i
0,1	0,15	-4,137	-0,0227±1,3311i	-0,276	-0,037±0,096i

В случае глубокой жидкости ($H > 1$, $th(\xi_{mn} \bar{H}) \rightarrow 1$, $sh(2\xi_{mn} \bar{H}) \rightarrow \infty$) уравнение (3) принимает вид

$$\bar{\Omega}^3 + \bar{\Omega}^2 \xi_{mn} (V_0^* + \bar{\gamma}) + \bar{\Omega} \xi_{mn} + \xi_{mn}^2 (V_0^* + \bar{\gamma}) = 0$$

и имеет корни

$$\bar{\Omega}_0^{(1,2)} = \pm i \sqrt{\xi_{mn}}, \quad \bar{\Omega}_0^{(3)} = -(V_0^* + \bar{\gamma}) \xi_{mn}.$$

В табл. 1 представлены результаты вычислений безразмерных собственных частот и коэффициентов распределения $\chi^{(k)} = A_1 / A_2$ при $\bar{H} = 1$, $m = 1$, $n = 1$, $\bar{\omega}_{11} = 1,323$ для различных значений V_0^* , $\bar{\beta} = \bar{\gamma}^{-1}$, а на рис. 1 показаны формы колебаний.

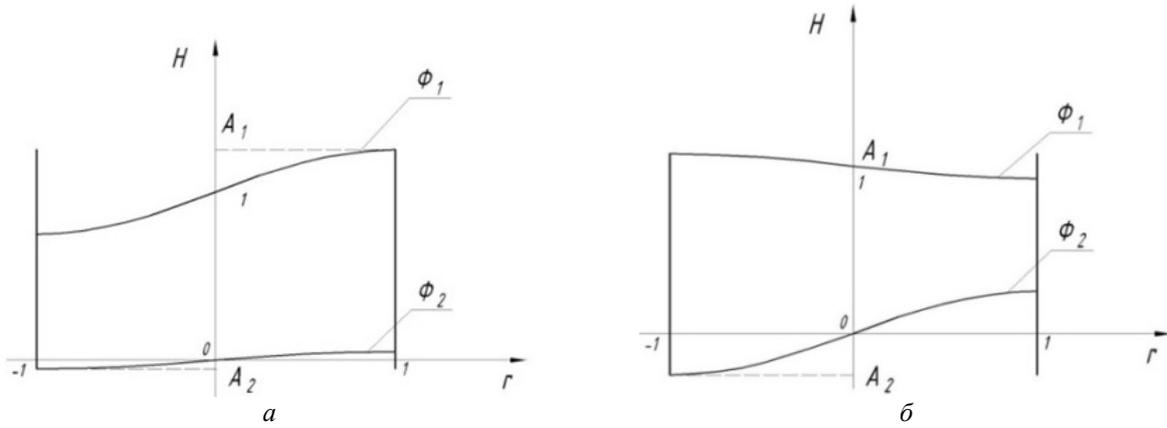


Рис. 1. Формы колебаний жидкости в цилиндрическом сосуде:
 $H=1$; $\Omega^* = -0.0027 + 1.32i$, $m=1$, $n=1$, $\xi_{11} = 1.841$, $A_2/A_1 = 0.007$ (а)
 и $\Omega^* = -122.45$, $m=1$, $n=1$, $\xi_{11} = 1.841$, $A_1/A_2 = -0.043$ (б)

Колебания жидкости в конической ёмкости

Рассмотрим круговой конус, частично заполненный жидкостью. Введём сферическую систему координат R, ϑ, η с центром в вершине конуса (рис. 2). Угол ϑ отсчитывается от положительного направления оси OZ , угол η измеряется в плоскости OXY от оси OX , в сторону оси OY . Из рис. 2 следует, что $Z = R \cos \vartheta$, $y = R \sin \vartheta \sin \eta$, $x = R \sin \vartheta \cdot \cos \eta$. Если ограничиться малым углом конусности, то оказывается правомерным граничное условие для плоской невозмущённой свободной поверхности рассматривать на части сферической поверхности $R = R_1$. Очевидно, что уравнение для конической полости $R = R_2$, для боковой поверхности – $\vartheta = \vartheta_0$. Условием применимости полученных формул для плоской свободной поверхности является ограничение, накладываемое на угол конусности: $\sin \vartheta_0 \gg 1 - \cos \vartheta_0$.

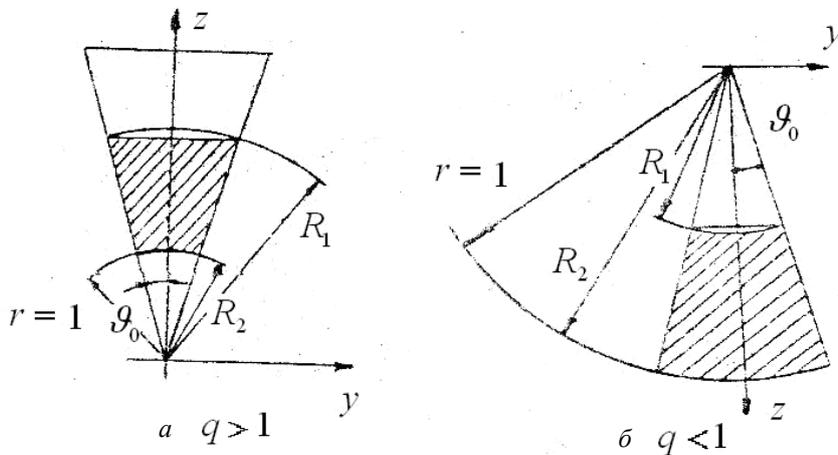


Рис. 2. Геометрические характеристики обратного и прямого конусов

Примем за характерный размер радиус дна конической полости $R = R_2$ и введём безразмерный радиус $r = R / R_2$. Обозначим $q = R_1 / R_2$. Допустим далее, что жидкость либо достигает вершины конуса, либо конус усечённый и имеет дно $R = R_2$ (рис. 2). Для сокращения будем называть полость на рис. 2, а – обратным усечённым (неусечённым) конусом ($q > 1$).

Краевая задача о свободных колебаниях жидкости в конической полости имеет вид

$$\Delta\Phi = 0, \quad \left. \frac{\partial\Phi}{\partial\vartheta} \right|_{\vartheta=\vartheta_0} = 0, \quad \frac{\partial\Phi}{\partial t} - \frac{1}{R_2} \frac{\partial\Phi}{\partial r} V_0(q) + \frac{g}{R_2} \int \frac{\partial\Phi}{\partial r} dt = 0 \quad \text{на } \Gamma_0, \\ \frac{\partial\Phi}{\partial t} - \frac{1}{R_2} \frac{\partial\Phi}{\partial r} V_0(1) - \frac{\gamma}{R_2} \frac{\partial\Phi}{\partial r} = 0 \quad \text{на } \Sigma, \quad (4)$$

где Δ – лапласиан, записываемый в сферических координатах.

Потенциал скоростей $\Phi(r, \vartheta, \eta, t)$ для конической полости представим в виде суммы потенциалов:

$$\Phi(r, \vartheta, \eta, t) = \Phi_1(r, \vartheta, \eta, t) + \Phi_2(r, \vartheta, \eta, t).$$

Используя метод разделения переменных, находим

$$\Phi_1(r, \vartheta, \eta, t) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} Y_{mn}(\vartheta) e^{im\eta} R_{mn}^s(r) \dot{S}_{mn}(t), \\ \Phi_2(r, \vartheta, \eta, t) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} Y_{mn}(\vartheta) e^{im\eta} R_{mn}^p(r) \dot{p}_{mn}(t),$$

где $Y_{mn}(\vartheta) = \frac{P_{\nu_{mn}}^m(\cos \vartheta)}{P_{\nu_{mn}}^m(\cos \vartheta_0)}$ – присоединённые функции Лежандра первого рода, ν -го порядка; ν_{mn} – n -ый корень уравнения $\frac{d}{d\vartheta}(P_{\nu_{mn}}^m(\cos \vartheta_0)) = 0$.

Функции $R_{mn}^s(r)$, $R_{mn}^p(r)$ соответственно равны:

$$R_{mn}^s(r) = \frac{q^{\nu_{mn}+2}}{q^{2\nu_{mn}+1} - 1} \frac{(\nu_{mn} + 1)r^{\nu_{mn}} + \nu_{mn} r^{-(\nu_{mn}+1)}}{\nu_{mn}(\nu_{mn} + 1)}, \quad (5) \\ R_{mn}^p(r) = \frac{q^2}{q^{(2\nu_{mn}+1)} - 1} \frac{(\nu_{mn} + 1)r^{\nu_{mn}} + \nu_{mn} q^{(2\nu_{mn}+1)} r^{-(\nu_{mn}+1)}}{\nu_{mn}(\nu_{mn} + 1)}.$$

Подставив полученные решения (5) в граничные условия задачи (4) и предполагая, что $S_{mn} = S_0 e^{\Omega t}$, $p_{mn} = p_0 e^{\Omega t}$, получим уравнение для определения собственных частот в безразмерном виде:

$$\bar{\Omega}^3 q (q^{2\nu+1} - 1) + \bar{\Omega}^2 \bar{V}_\Sigma \left[\frac{1}{q^2} (\nu q^{2\nu+1} + \nu + 1) - (1 + \zeta) q (q^{2\nu+1} (\nu + 1) + \nu) \right] + \bar{\Omega} \left[\bar{V}_\Sigma^2 (\nu + 1) \nu (1 + \zeta) (1 - q^{2\nu+1}) + (\nu q^{2\nu+1} + \nu + 1) \right] + \bar{V}_\Sigma (1 + \zeta) \nu (\nu + 1) (1 - q^{2\nu+1}) = 0,$$

где $\bar{\Omega} = \Omega \sqrt{\frac{R_2}{g}}$; $\bar{V}_\Sigma = \frac{V_\Sigma}{\sqrt{gR_2}}$; $q = \frac{R_1}{R_2}$; $V_\Sigma = V_0(1)$.

В табл. 2 представлены результаты расчётов собственных чисел в зависимости от скорости \bar{V}_0 и параметра $\bar{\beta}$.

Таблица 2. Собственные частоты колебаний жидкости в конической ёмкости при $\vartheta_0 = 45^\circ$, $\nu = 2$, $q = \sqrt{2} + 2$, $m = 1$, $n = 1$

\bar{V}_0	$\bar{\beta}$	$\bar{\Omega}_1$	$\bar{\Omega}_{2,3}$
0	0	0	$0,00 \pm 0,76386i$
0	0,2	-15,0536	$-0,000174 \pm 0,76386i$
0,05	0,2	-16,75109	$-0,0473 \pm 0,76505i$
0,1	0,2	-18,44841	$-0,0294 \pm 0,76572i$
0	0,5	-6,0207	$-0,000429 \pm 0,76391i$
0,05	0,5	-7,71871	$-0,01474 \pm 0,76662i$
0,1	0,5	-9,41601	$-0,02943 \pm 0,76805i$
0	1	-3,00914	$-0,00082 \pm 0,76406i$
0,05	1	-4,7083	$-0,01455 \pm 0,76845i$
0,1	1	-6,4055	$-0,02928 \pm 0,77027i$

Колебания жидкости в сферической ёмкости

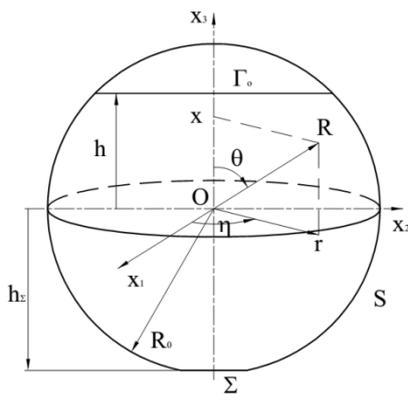


Рис. 3. Основные обозначения и системы координаты

Рассмотрим задачу о собственных движениях жидкости, вытекающей через заборные устройства из сферической ёмкости с радиусом R_0 при наличии свободной поверхности (рис. 3).

Введём обозначения: h – расстояние от центра бака до свободной поверхности, $r_0 = \sqrt{R_0^2 - h^2}$ – радиус свободной поверхности, h_2 – расстояние от центра бака до поверхности слива, $r_\Sigma = \sqrt{R_0^2 - h_2^2}$ – радиус поверхности слива. Используя цилиндрические координаты x, r, η с началом в центре сферы, получим задачу для определения потенциала скоростей $\Phi(x, r, \eta, t)$:

$$\begin{aligned} \Delta\Phi &= 0 \quad \text{в } Q, \\ \frac{\partial\Phi}{\partial t} - \frac{\partial\Phi}{\partial x} V_{0\Gamma} + g \int \frac{\partial\Phi}{\partial x} dt &= 0 \quad \text{на } \Gamma_0 \quad (x=h), \\ \frac{\partial\Phi}{\partial t} - \frac{\partial\Phi}{\partial x} V_{0\Sigma} - \gamma \frac{\partial\Phi}{\partial x} &= 0 \quad \text{на } \Sigma \quad (x=h_\Sigma), \\ \frac{\partial\Phi}{\partial n} &= 0 \quad \text{на } S \quad (R=R_0), \\ \Phi(x, r, \eta, t) &= \Phi^{(0)} \quad \text{при } t=0. \end{aligned} \tag{6}$$

Будем искать функцию $\Phi(x, r, \eta, t)$ в виде $\Phi(x, r, \eta, t) = \Phi_1(x, r, \eta, t) + \Phi_2(x, r, \eta, t)$.

Функции $\Phi_1(x, r, \eta, t)$, $\Phi_2(x, r, \eta, t)$ представим в видах

$$\Phi_1(x, r, \eta, t) = \sum_{m=0}^{\infty} \Phi_{1m}(x, r, \eta, t), \quad \Phi_2(x, r, \eta, t) = \sum_{m=0}^{\infty} \Phi_{2m}(x, r, \eta, t).$$

Здесь функция $\Phi_{1m}(x, r, \eta, t)$ есть решение задачи

$$\Delta\Phi_{1m} = 0 \quad \text{в } Q, \quad \frac{\partial\Phi_{1m}}{\partial x} \neq 0 \quad \text{на } \Gamma_0, \quad \frac{\partial\Phi_{1m}}{\partial x} = 0 \quad \text{на } \Sigma, \quad \frac{\partial\Phi_{1m}}{\partial n} = 0 \quad \text{на } S,$$

функция $\Phi_{2m}(x, r, \eta, t)$ удовлетворяет системе уравнений:

$$\Delta\Phi_{2m} = 0 \quad \text{на } Q, \quad \frac{\partial\Phi_{2m}}{\partial x} = 0 \quad \text{на } \Gamma_0, \quad \frac{\partial\Phi_{2m}}{\partial x} \neq 0 \quad \text{на } \Sigma, \quad \frac{\partial\Phi_{2m}}{\partial n} = 0 \quad \text{на } S.$$

Представим функции $\Phi_{1m}(x, r, \eta, t)$, $\Phi_{2m}(x, r, \eta, t)$ в виде

$$\begin{aligned} \Phi_{1m}(x, r, \eta, t) &= \varphi_{1m}(x, r, \eta) \dot{S}_m(t) = \varphi_{1m}^*(x, r) H_m(\eta) \dot{S}_m(t), \\ \Phi_{2m}(x, r, \eta, t) &= \varphi_{2m}(x, r, \eta) \dot{p}_m(t) = \varphi_{2m}^*(x, r) H_m(\eta) \dot{p}_m(t). \end{aligned}$$

Здесь

$$H_m(\eta) = \begin{cases} \sin(m\eta) \\ \cos(m\eta) \end{cases},$$

функции $\varphi_{1m}(x, r, \eta) = \varphi_{1m}^*(x, r) H_m(\eta)$, $\varphi_{2m}(x, r, \eta) = \varphi_{2m}^*(x, r) H_m(\eta)$ есть решения вариационных задач: найти минимум функционалов [5]

$$F_1(\varphi_{1m}) = \int_Q (\nabla \varphi_{1m})^2 dQ - \chi_1 \int_{\Gamma_0} (\varphi_{1m})^2 d\Gamma; \quad F_2(\varphi_{2m}) = \int_Q (\nabla \varphi_{2m})^2 dQ - \chi_2 \int_{\Sigma} (\varphi_{2m})^2 d\Gamma. \tag{7}$$

Используя метод Ритца, находим решения вариационных задач (7):

$$\varphi_{1m}(x, r, \eta) = \sum_{n=1}^{\infty} \varphi_{1mn}^*(x, r) H_m(\eta) = \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{\sum_{k=1}^N a_{mnk} U_k(x, r)}{\sum_{k=1}^N a_{mnk} \left. \frac{\partial U_k(x, r)}{\partial x} \right|_{(x=h, r=r_0)}} \right) H_m(\eta),$$

$$\varphi_{2m}(x, r, \eta) = \sum_{n=1}^{\infty} \varphi_{2mn}^*(x, r) H_m(\eta) = \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{\sum_{k=1}^N b_{mnk} U_k(x, r)}{\sum_{k=1}^N a_{mnk} \left. \frac{\partial U_k(x, r)}{\partial x} \right|_{(x=h, r=r_0)}} \right) H_m(\eta),$$

где a_{mnk} , b_{mnk} – коэффициенты, полученные при решении вариационных задач (7);

$U_k(x, r) = R^k P_k^{(m)}(\cos \theta)$ – координатные функции;

$P_k^{(m)}(\cos \theta) = \sin \theta^m \frac{d^m}{d^m(\cos \theta)} P_k(\cos \theta)$ – присоединённые функции Лежандра степени m ;

$P_k(\cos \theta) = \frac{1}{2^k k!} \frac{d^k}{d(\cos \theta)^k} (\cos^2 \theta - 1)^k$ – полином Лежандра степени k ;

N – порядок приближения решений вариационных задач (7).

Тогда

$$\Phi_1(x, r, \eta, t) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{\sum_{k=1}^N a_{mnk} U_k(x, r)}{\sum_{k=1}^N a_{mnk} \left. \frac{\partial U_k(x, r)}{\partial x} \right|_{(x=h, r=r_0)}} \right) H_m(\eta) \dot{S}_{mn}(t),$$

$$\Phi_2(x, r, \eta, t) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{\sum_{k=1}^N b_{mnk} U_k(x, r)}{\sum_{k=1}^N a_{mnk} \left. \frac{\partial U_k(x, r)}{\partial x} \right|_{(x=h, r=r_0)}} \right) H_m(\eta) \dot{p}_{mn}(t). \quad (8)$$

Поставив (8) во второе и третье уравнения задачи (6), получим

$$\left[\begin{array}{l} \varphi_{1mn}^* \ddot{S}_{mn} - V_{0\Gamma} \left(\frac{\partial \varphi_{1mn}^*}{\partial h} + \frac{\partial \varphi_{1mn}^*}{\partial x} \right) \dot{S}_{mn} + \varphi_{2mn}^* \ddot{p}_{mn} - \\ - V_{0\Gamma} \frac{\partial \varphi_{2mn}^*}{\partial h} \dot{p}_{mn} + g \frac{\partial \varphi_{1mn}^*}{\partial x} S_{mn} \end{array} \right] H_m(\eta) = 0, \quad (9)$$

$$\left[\begin{array}{l} \varphi_{2mn}^* \ddot{p}_{mn} + \left(-V_{0\Gamma} \frac{\partial \varphi_{2mn}^*}{\partial h} - (V_{0\Sigma} + \gamma) \frac{\partial \varphi_{2mn}^*}{\partial x} \right) \dot{p}_{mn} + \\ + \varphi_{1mn}^* \ddot{S}_{mn} - V_{0\Gamma} \frac{\partial \varphi_{1mn}^*}{\partial h} \dot{S}_{mn} \end{array} \right] H_m(\eta) = 0. \quad (10)$$

Умножив (9) на $\varphi_{1mn}^* H_m$, (10) – на $\varphi_{2mn}^* H_m$ и проинтегрировав по поверхностям Γ_0 и Σ соответственно, получим

$$\begin{aligned} \ddot{S}_{mn} + \alpha_{mn}^{(1)} \ddot{p}_{mn} + V_{0\Gamma} \varepsilon_{mn}^{(1)} \dot{p}_{mn} + V_{0\Gamma} \delta_{mn}^{(1)} \dot{S}_{mn} + \omega_{mn}^2 S_{mn} &= 0, \\ \ddot{p}_{mn} + \alpha_{mn}^{(2)} \ddot{S}_{mn} + V_{0\Gamma} \varepsilon_{mn}^{(2)} \dot{S}_{mn} + (V_{0\Gamma} \varepsilon_{mn}^{(2)' } - (V_{0\Sigma} + \gamma) \sigma_{mn}) \dot{p}_{mn} &= 0, \end{aligned} \quad (11)$$

$m = 0, 1, 2, \dots, n = 1, 2, 3, \dots$

Здесь

$$\begin{aligned} \alpha_{mn}^{(1)} &= \frac{\int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \varphi_{2mn}^* r dr}{\int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \varphi_{1mn}^* r dr}, \quad \varepsilon_{mn}^{(1)} = \frac{-\int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \frac{\partial \varphi_{2mn}^*}{\partial h} r dr}{\int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \varphi_{1mn}^* r dr}, \quad \omega_{mn}^2 = g \frac{\int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \frac{\partial \varphi_{1mn}^*}{\partial x} r dr}{\int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \varphi_{1mn}^* r dr}, \\ \delta_{mn}^{(1)} &= \frac{-\int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \frac{\partial \varphi_{1mn}^*}{\partial h} r dr - \int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \frac{\partial \varphi_{1mn}^*}{\partial x} r dr}{\int_0^{r_0} \varphi_{1mn}^* \varphi_{1mn}^* r dr}, \quad \alpha_{mn}^{(2)} = \frac{\int_0^{r_\Sigma} \varphi_{1mn}^* \varphi_{2mn}^* r dr}{\int_0^{r_\Sigma} \varphi_{2mn}^* \varphi_{2mn}^* r dr}, \\ \varepsilon_{mn}^{(2)} &= \frac{-\int_0^{r_\Sigma} \varphi_{2mn}^* \frac{\partial \varphi_{1mn}^*}{\partial h} r dr}{\int_0^{r_\Sigma} \varphi_{2mn}^* \varphi_{2mn}^* r dr}, \quad \varepsilon_m^{(2)'} = \frac{-\int_0^{r_\Sigma} \varphi_{2mn}^* \frac{\partial \varphi_{2mn}^*}{\partial h} r dr}{\int_0^{r_\Sigma} \varphi_{2mn}^* \varphi_{2mn}^* r dr}, \quad \sigma_{mn} = \frac{\int_0^{r_\Sigma} \varphi_{2mn}^* \frac{\partial \varphi_{2mn}^*}{\partial x} r dr}{\int_0^{r_\Sigma} \varphi_{2mn}^* \varphi_{2mn}^* r dr}. \end{aligned}$$

Для определения собственных частот рассматриваемой механической системы положим $S_{mn} = A_{1mn} e^{\Omega t}$, $p_{mn} = A_{2mn} e^{\Omega t}$. Из уравнений (11) получаем характеристическое уравнение

$$k_{mn}^{(3)} \Omega^3 + k_{mn}^{(2)} \Omega^2 + k_{mn}^{(1)} \Omega + k_{mn}^{(0)} = 0, \quad (12)$$

где

$$\begin{aligned} k_{mn}^{(3)} &= 1 + \alpha_{mn}^{(1)} \alpha_{mn}^{(2)}, \quad k_{mn}^{(0)} = \omega_{mn}^2 (V_{0\Gamma} \varepsilon_{mn}^{(2)'} - (V_{0\Sigma} + \gamma) \sigma_{mn}), \\ k_{mn}^{(1)} &= V_{0\Gamma}^2 (\delta_{mn}^{(1)} \varepsilon_{mn}^{(2)'} + \varepsilon_m^{(1)} \varepsilon_{mn}^{(2)}) - V_{0\Gamma} \delta_{mn}^{(1)} (V_{0\Sigma} + \gamma) \sigma_{mn} + \omega_{mn}^2, \\ k_{mn}^{(2)} &= V_{0\Gamma} (\alpha_{mn}^{(1)} \varepsilon_{mn}^{(2)} + \alpha_{mn}^{(2)} \varepsilon_{mn}^{(1)} + \delta_{mn}^{(1)} + \varepsilon_{mn}^{(2)'}) - (V_{0\Sigma} + \gamma) \sigma_{mn}, \\ m &= 0, 1, 2, \dots, n = 1, 2, 3, \dots \end{aligned}$$

Результаты вычислений корней кубического уравнения (12) при $R_0 = 1$ м, $r_\Sigma = 0,1$ м, $m = 1$, $n = 1$, $N = 8$ для различных значений h , $V_{0\Gamma}$, γ приведены в табл. 3, а на рис. 3 показаны формы колебаний.

Таблица 3. Собственные частоты колебаний жидкости в сферической ёмкости при перераспределении жидкости из бака

$h, \text{ м}$	$V_{0r}, \text{ м/с}$	$\gamma, \text{ м/с}$	$\omega_1, \text{ с}^{-1}$	$\Omega_1, \text{ с}^{-1}$	$\Omega_{2,3}, \text{ с}^{-1}$
0.3	0	10	4.34952	-48.97461	-0.00009 ± 4.34953i
0.1	0	10	4.03415	-45.97863	-0.00003 ± 4.03415i
0.3	0.02	10	4.34952	-58.09474	-0.02556 ± 4.34949i
0.3	0.04	20	4.34952	-116.18973	-0.05101 ± 4.34926i
0.3	0.04	40	4.34952	-214.13938	-0.05099 ± 4.34924i
0.3	0.04	60	4.34952	-312.08901	-0.05099 ± 4.34923i
0.3	0.04	80	4.34952	-410.03864	-0.05099 ± 4.34920i
0.3	0.04	100	4.34952	-507.98827	-0.05098 ± 4.34923i
0.3	0.06	20	4.34952	-125.30984	-0.07649 ± 4.34890i
-0.3	0.04	20	3.60282	-97.64699	-0.07718 ± 3.60185i
-0.2	0.04	20	3.69414	-102.05484	-0.06553 ± 3.69356i
-0.1	0.04	20	3.79478	-104.25786	-0.06268 ± 3.79427i
0.1	0.04	20	4.03415	-110.27247	-0.06251 ± 4.03365i
0.2	0.04	20	4.17999	-112.15043	-0.06517 ± 4.17950i
0.4	0.04	20	4.55001	-118.82946	-0.02732 ± 4.54984i

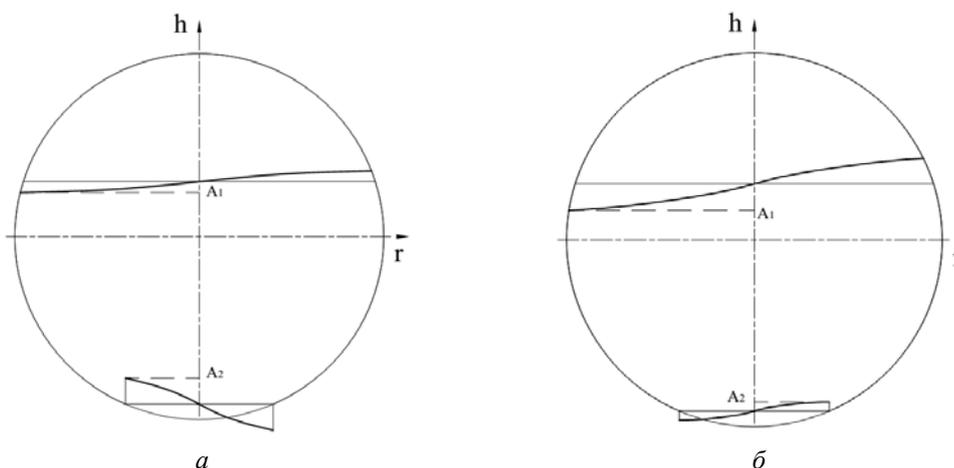


Рис. 3. Формы колебаний жидкости в сферическом сосуде: $h = 0,2 \text{ м}$ $m = 1$, $n = 1$, $\Omega = -112.15043$ (а) и $-0.06517 + 4.17950i$ (б)

Заключение

Спектр нормальных движений несжимаемой жидкости обладает двумя ветвями собственных значений: дискретного множества вещественных чисел и дискретного множества комплексно-сопряжённых чисел, расположенных вблизи мнимой оси. Случаю отрицательных вещественных корней отвечают апериодические движения жидкости, а случаю отрицательных вещественных составляющих решений отвечают затухающие колебания.

Библиографический список

1. Колесников К.С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. 520 с.
2. Луковский И.А. Введение в нелинейную динамику твёрдого тела. Киев: Наукова думка, 1990. 296 с.

3. Моисеев Н.Н., Петров А.А. Численные методы расчёта собственных частот колебаний ограниченного объёма жидкости. М.: Вычислительный центр АН СССР, 1966. 270 с.

4. Лимарченко О.С., Матараццо Д., Ясинский В.В. Динамика вращающихся конструкций с жидкостью. Киев: ГНОЗИС, 2002. 304 с.

5. Степанова М.И., Темнов А.Н. Малые движения жидкости с поверхностной диссипацией энергии // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Естественные науки. 2011. № 4. С. 99-110.

6. Дьяченко (Степанова) М.И., Темнов А.Н. Собственные колебания жидкого топлива в условиях перераспределения // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2012. № 3. С. 31-38.

7. Дьяченко М.И., Темнов А.Н. Проблемы динамики перераспределения топлива в крупногабаритных ракетно-космических объектах // Инженерный журнал: наука и инновации. 2012. № 8 (8). С. 164-174. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-457

8. Кириллов В.В. Исследование колебаний жидкости в неподвижном сосуде с учётом её вытекания // Труды Московского физико-технического института. 1960. № 5. С. 19-25.

9. Орлов В.В., Темнов А.Н. Малые движения жидкости, вытекающей из бака // Сб. тезисов докладов Воронежской зимней математической школы «Современные методы теории функций и смежные проблемы». Воронеж: Воронежский государственный университет, 1997. С. 124.

FLUCTUATIONS OF LIQUID FUEL IN TANKS WITH OIL RECOVERY UNITS

© 2017

M. I. Dyachenko Postgraduate student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles; Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation; s_masyanya@mail.ru

Nguyen Duy Hung Postgraduate student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles; Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation; freedom_dh@yahoo.com.vn

A. N. Temnov Candidate of Science (Physics and Mathematics), Associate Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles; Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation; antt45@mail.ru

The article presents solutions of problems of natural fluctuations of liquid in cylindrical, conical and spherical tanks, with boundary conditions on the free surface and the surface with resistance, i.e. the drain surface. Particular attention is paid to finding the eigenvalues and eigenfrequencies of equations of oscillations of perturbed motion of fluid with the presence of dissipation on the boundary surfaces. It is shown that low speed of lowering of the free surface and resistance conditions on the surface of the drain can affect both the oscillatory and the aperiodic parts of the solution of the fluid oscillation problem.

Redistribution; cylindrical tank; conical tank; spherical tank; cluster configuration; fuel tank; launch vehicle; incompressible fluid; eigenvalues and eigenvibrations.

Citation: Dyachenko M.I., Nguyen Duy Hung, Temnov A.N. Fluctuations of liquid fuel in tanks with oil recovery units. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 23-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-23-35

References

1. Kolesnikov K.S. *Dinamika raket* [Dynamics of missiles]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 520 p.
2. Lukovskiy I.A. *Vvedenie v nelineynuyu dinamiku tverdogo tela* [Introduction to non-linear rigid body dynamics]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1990. 296 p.
3. Moiseev N.N., Petrov A.A. *Chislennyye metody rascheta sobstvennykh chastot kolebaniy ogranichennogo ob'ema zhidkosti* [Numerical methods of calculating natural frequencies of oscillations of a limited volume of liquid]. Moscow: Vychislitel'nyy Tsentr AN SSSR Publ., 1966. 270 p.
4. Limarchenko O.S., Mataratstso D., Yasinskiy V.V. *Dinamika vrashchayushchikhsya konstruksiy s zhidkost'yu* [Dynamics of rotating structures with liquid]. Kiev: GNOZIS Publ., 2002. 304 p.
5. Stepanova M.I., Temnov A.N. Small Motions of Liquid with Surface Energy Dissipation. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*. 2011. No. 4. P. 99-110. (In Russ.)
6. D'yachenko M.I., Temnov A.N. Natural Oscillations of Liquid Propellant under Redistribution Conditions. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2012. No. 3. P. 31-38. (In Russ.)
7. Dyachenko M.I., Temnov A.N. Problems of Fuel Redistribution Dynamics in Large-Sized Rocket and Space Objects. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2012. No. 8 (8). P. 164-174 (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-457
8. Kirillov V.V. Study of oscillations of liquid in stationary vessel taking into account its leakage. *Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology*. 1960. No. 5. P. 19-25. (In Russ.)
9. Orlov V.V., Temnov A.N. Malye dvizheniya zhidkosti, vytekayushchey iz baka. *Sb. tezisov dokladov Voronezhskoy zimney matematicheskoy shkoly «Sovremennyye metody teorii funktsiy i smezhnye problemy»*. Voronezh: Voronezh State University Publ., 1997. P. 124. (In Russ.)

РАЗРАБОТКА И АНАЛИЗ МОДЕЛИ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В КОМПАКТНЫХ ПОРИСТЫХ ТЕПЛООБМЕННИКАХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

© 2017

Д. А. Коновалов

кандидат технических наук, доцент кафедры «Теоретическая и промышленная теплоэнергетика»,
Воронежский государственный технический университет,
dmikonovalov@yandex.ru

Проведено исследование тепловых и гидравлических характеристик в пористых теплообменниках на примере плоской геометрии в условиях интенсивного тепловыделения с компактных поверхностей. В рамках феноменологической теории предложена математическая модель конвективного теплопереноса в пористом теплообменном элементе для сопряжённых уравнений Дарси-Бринкмана-Форчхеймера в приближении Дарси-Бринкмана и уравнений Шуманна при тепловых граничных условиях второго рода. Методом интегрального преобразования аналитически получено точное решение гидродинамической и тепловой задач. Получены зависимости для определения поля скоростей, длины гидродинамического начального участка, гидравлического сопротивления трения по Фаннингу, локальных температур скелета пористой матрицы и жидкого охладителя, локальных чисел Нуссельта. Проведена оценка влияния пористости, проницаемости, чисел Дарси и Рейнольдса на тепловую и гидравлическую обстановку в пористом компактном теплообменнике. Установлены рациональные диапазоны для различных гидравлических и тепловых характеристик разрабатываемых пористых компактных теплообменников. Исследованы критические режимы работы теплообменников. Полученные данные не противоречат классическим результатам. Разработана инженерная методика, отличающаяся от известных инвариантностью, позволяющая обоснованно определять конструктивные характеристики компактных пористых теплообменных элементов систем управления авиационной и космической техники.

Компактный теплообменник; пористый элемент; тепловая защита; конвективный теплообмен.

Цитирование: Коновалов Д.А. Разработка и анализ модели теплопереноса в компактных пористых теплообменниках систем управления авиационной и космической техники // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 36-46.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-36-46.

Введение

Развитие авиационной и космической техники, энергетики и электроники ведёт к повышению тепловых нагрузок различных компактных элементов оборудования, входящего в состав авиационных, космических, энергетических и телекоммуникационных систем. Одним из способов надёжного теплоотвода с теплонапряжённых поверхностей является применение различного рода интенсификаторов, а также пористого и микроканального охлаждения [1; 2]. Пористые теплообменные аппараты получили широкое применение в системах тепловой защиты жидкостных ракетных двигателей, блоков питания, микросхем, современных процессоров, станций базовой, спутниковой и космической связи, тепловой поток в которых составляет свыше 100 Вт/см². Прогнозирование их работы является актуальной задачей при создании стабильных систем отвода теплоты.

В настоящее время исследования процессов теплообмена в пористых средах, как правило, строятся на массиве экспериментальных исследований или на результатах численного моделирования в пакетах ANSYS, Comsol и др. В то же время отсутствуют модели, позволяющие получить аналитическое решение задач гидродинамики и тепло-

обмена и с высокой точностью прогнозировать различные режимы работы в устройствах авиационной и космической техники, радиоэлектроники.

При описании гидродинамических и тепловых процессов в проточных недеформируемых пористых средах воспользуемся феноменологическими представлениями в виде обобщённой модели Дарси-Бринкмана-Форчхеймера [3]:

$$\nabla \bar{V} = 0 ; \frac{\rho_f}{\varepsilon} \left[\frac{\partial \bar{V}}{\partial \tau} + \frac{(\bar{V} \nabla) \bar{V}}{\varepsilon} \right] = \rho_f \bar{g} - \nabla p + \mu_f \nabla^2 \bar{V} - \left[\mu_f \frac{\bar{V}}{K} + \rho_f \frac{b \bar{V} |\bar{V}|}{\sqrt{K}} \right] \quad (1)$$

и уравнений энергии в форме Шуманна [4] для жидкого охладителя и пористого скелета:

$$\varepsilon (\rho C_p)_f \frac{\partial t_f}{\partial \tau} + \varepsilon (\rho C_p)_f \bar{V} \nabla t_f = \nabla (\lambda_e^f \cdot \nabla t_f) \pm \alpha_{sf} a_{sf} (t_s - t_f); \quad (2)$$

$$(1 - \varepsilon) (\rho C_p)_s \frac{\partial t_s}{\partial \tau} = \nabla (\lambda_e^s \nabla t_s) \mp \alpha_{sf} a_{sf} (t_s - t_f). \quad (3)$$

Здесь τ – время; ρ_f, μ_f – плотность и динамическая вязкость жидкости; ε – пористость; \bar{V} – вектор скорости жидкости; \bar{g} – вектор ускорения свободного падения; p – давление; ∇ – оператор Гамильтона; K – проницаемость среды; b – фактор Форчхеймера; d_p – характерный размер внепорового пространства; λ_e^f, λ_e^s – эффективные тензоры коэффициентов теплопроводности жидкости и материала скелета пористого тела; t_f, t_s – температуры жидкости и скелета пористого тела; α_{sf} – коэффициент теплоотдачи между жидкой фазой и скелетом пористого тела; a_{sf} – характерная площадь смоченной поверхности в пористой среде.

Система уравнений (1) – (3) получена методом объёмного осреднения [5]. Физическая модель пористых сред представлена в виде плотной упаковки сфер, пустоты которой соединены между собой и полностью заполнены жидкостью, причём присутствуют только две фазы – жидкость и пористый скелет. В качестве d_p выбран диаметр сферической частицы в пористой среде. Проницаемость пористой среды и фактор Форчхеймера определим из [6]:

$$K = \varepsilon^2 d_p^2 / [150(1 - \varepsilon)], \quad b \approx 0,00117 d_p / (1 - \varepsilon). \quad (4)$$

В случае однородности теплофизических параметров и их независимости от температуры, как показано в [7], параметры математической модели могут быть вычислены из соотношений:

$$a_{sf} = 6(1 - \varepsilon) / d_p ; \quad \alpha_{sf} = \lambda_f \left[2 + 1,1 Pr^{*1/3} \left(\rho_f |\bar{V}| d_p / \mu_f \right) \right] / d_p, \quad (5)$$

где $Pr^* = \mu_f C_{pf} / \lambda_f$; λ_f, C_{pf} – теплопроводность и теплоёмкость жидкости;

$$\lambda_e^f = \left[\varepsilon + (0,1 \div 0,5) Pr^* \left(\frac{\rho_f |\bar{V}| d_p}{\mu_f} \right) \right] \lambda_f, \quad \lambda_e^s = (1 - \varepsilon) \lambda_s, \quad (6)$$

где λ_s – теплопроводность скелета пористого тела.

Граничные условия теплопереноса определены согласно [8].

Математическая модель

Характерной особенностью при оформлении конструкции плоского пористого теплообменника является существенное превышение ширины над высотой его поперечного сечения, что позволяет рассматривать проточную область как плоский канал в 2D декартовой системе координат (рис. 1).

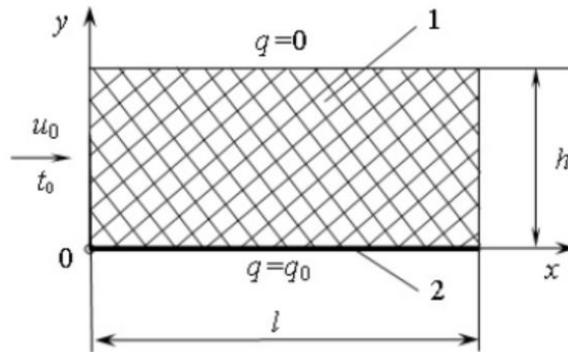


Рис. 1. Расчётная схема: 1 – пористое тело; 2 – тепловыделяющий элемент

Пусть однородный по сечению поток теплоносителя с температурой t_0 и скоростью u_0 подаётся на вход теплообменника с высотой h и длиной l . Считаем стенки теплообменника непроницаемыми для теплоносителя, причём верхняя – теплоизолирована, а на нижней задан тепловой поток q_0 .

В этом случае уравнения модели (1) – (3) в компонентном виде без учёта действия внешних сил будут иметь вид:

$$\frac{\partial U}{\partial X} + \frac{\partial V}{\partial Y} = 0; \quad (7)$$

$$\frac{\partial U}{\partial \theta} + U \frac{\partial U}{\partial X} + V \frac{\partial U}{\partial Y} = -\frac{\partial P}{\partial X} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 U}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial Y^2} \right) - \left(\frac{1}{Re \cdot Da} U + \frac{B}{\sqrt{Da}} U \sqrt{U^2 + V^2} \right); \quad (8)$$

$$\frac{\partial V}{\partial \theta} + U \frac{\partial V}{\partial X} + V \frac{\partial V}{\partial Y} = -\frac{\partial P}{\partial Y} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 V}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial Y^2} \right) - \left(\frac{1}{Re \cdot Da} V + \frac{B}{\sqrt{Da}} V \sqrt{U^2 + V^2} \right); \quad (9)$$

$$\frac{1}{\varepsilon} \frac{\partial T_f}{\partial \theta} + U \frac{\partial T_f}{\partial X} + V \frac{\partial T_f}{\partial Y} = \frac{1}{Pr \cdot Pe} \left(\frac{\partial^2 T_f}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 T_f}{\partial Y^2} \right) + \frac{Nu_p \cdot Re}{Pr \cdot Re_p^2} (\Delta T_s - T_f); \quad (10)$$

$$(1 + \varepsilon) A_{sf} Pr Re \frac{\partial T_s}{\partial \theta} = \frac{\partial^2 T_s}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 T_s}{\partial Y^2} - Nu_p \left(\frac{Re}{Re_p} \right)^2 (\Delta T_s - T_f). \quad (11)$$

Здесь $\theta = u_0 \tau / (\varepsilon h)$; $X = x/h$; $Y = y/h$; $U = u/u_0$; $V = v/u_0$; u, v – компоненты вектора скорости жидкости \vec{V} ; $P = \varepsilon^2 p / (\rho_f u_0^2)$; $B = \varepsilon^2 b$; $T_f = \lambda_e^f (t_f - t_0) / (q_0 h)$;

$T_s = \lambda_e^s (t_s - t_0) / (q_0 h)$; $\Lambda = \lambda_e^f / \lambda_e^s$; $Re = p_f u_0 h / (\mu_f \varepsilon^2)$ – число Рейнольдса; $Re_p = \rho_f u_0 d_p / [6(1-\varepsilon)\mu_f]$ – локальное число Рейнольдса; $Da = K/h^2$ – число Дарси; $Pr = \varepsilon(\rho c_p)_f \mu_f / (\lambda_e^f \rho_f)$ – число Прандтля; $Nu_p = \alpha_{sf} d_p / \lambda_e^f$ – локальное число Нуссельта; $A_{sf} = [\lambda_e^f / (\rho c_p)_f] / [\lambda_e^f / (\rho c_p)_s]$ – критерий, характеризующий диффузию теплоты в жидкости относительно диффузии теплоты в скелете пористой среды.

Ламинарное течение теплоносителя позволяет принять гипотезу однонаправленности ($V \equiv 0, \partial P / \partial Y = \text{const}$), а также пренебречь инерционными эффектами при падении давления в пористом слое, что экспериментально подтверждено в [9]. Применение погранслошной линеаризации [10] с учётом связи $\theta = X/\varepsilon$ сводит гидродинамическую подзадачу к начально-краевой задаче для параболического уравнения

$$\frac{\partial U}{\partial X} = -\frac{1}{\varepsilon} \frac{dP}{dX} + \frac{1}{\varepsilon Re} \frac{\partial^2 U}{\partial Y^2} - \frac{U}{\varepsilon Re Da} \quad (12)$$

с граничными условиями

$$U(0, Y) = 1; U(X, 0) = U(X, 1) = 0, \quad (13)$$

где dP/dX определяется из сохранения расхода жидкости через поперечное сечение пористого канала

$$\int_0^1 U(X, Y) dY = 1. \quad (14)$$

Из (12) – (14) следует упрощение теплообменной подзадачи с учётом того, что диффузия теплоты в поперечном направлении пористого слоя существенно больше, чем в продольном ($\partial^2 T_{f,s} / \partial Y^2 \gg \partial^2 T_{f,s} / \partial X^2$) [11]:

$$U \frac{\partial T_f}{\partial X} = \frac{1}{Pr Re} \frac{\partial^2 T_f}{\partial Y^2} + \frac{Nu_p Re}{Pr Re_p^2} (\Lambda T_s - T_f); \quad (15)$$

$$\frac{\partial^2 T_s}{\partial Y^2} = Nu_p \left(\frac{Re}{Re_p} \right)^2 + (\Lambda T_s - T_f) \quad (16)$$

с тепловыми граничными условиями, отвечающими постановке задачи:

$$T_f(0, Y) = 0; \frac{\partial T_f(X, 0)}{\partial Y} = \frac{\partial T_s(X, 0)}{\partial Y} = -1; \frac{\partial T_f(X, 1)}{\partial Y} = \frac{\partial T_s(X, 1)}{\partial Y} = 0. \quad (17)$$

Гидродинамическая задача

Подвергнем решению гидродинамическую подзадачу (12) – (14) с помощью преобразований Лапласа и получим

$$U(X, Y) = C\varepsilon Re \cdot Da \left\langle 1 - \left\{ sh(YDa^{-1/2}) + sh[(1-Y)Da^{-1/2}] \right\} / sh Da^{-1/2} \right\rangle + 2 \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{C\varepsilon Re}{Da^{-1} + \mu_n^2} - 1 \right) \left\{ \sin(\mu_n Y) + \sin[\mu_n(1-Y)] \right\} \exp\left(-\frac{Da^{-1} + \mu_n^2}{\varepsilon Re} X \right) / (\mu_n \cos \mu_n - \sin \mu_n), \quad (18)$$

где $C = -\frac{1}{\varepsilon} \frac{\partial P}{\partial X}$, $\mu_n = \pi n$, $n = \overline{1, \infty}$.

Стационарный профиль скорости ($X \rightarrow \infty$) в (18) будет

$$U(\infty, Y) = C\varepsilon Re Da \left\{ 1 - \frac{sh(YDa^{-1/2}) + sh[(1-Y)Da^{-1/2}]}{sh Da^{-1/2}} \right\}; \quad (19)$$

$$C = \left\{ \varepsilon Re \cdot Da \left[1 - \frac{2(ch Da^{-1/2} - 1)}{Da^{-1/2} sh Da^{-1/2}} \right] \right\}, \quad \xi = 4 \left\{ \varepsilon^2 Re \cdot Da \left[1 - \frac{2(ch Da^{-1/2} - 1)}{Da^{-1/2} sh Da^{-1/2}} \right] \right\}^{-1}. \quad (20)$$

Длину начального гидродинамического участка определим из условия

$$\frac{U(\infty, 1/2) - U(X, 1/2)}{U(\infty, 1/2)} = 0,03,$$

ограничиваясь первоначальным членом ряда в решении (18) «регулярный режим». Тогда

$$X = -\frac{\varepsilon Re}{Da^{-1} + \pi^2} \ln \left\{ \left(5 \cdot 10^{-3} C\varepsilon Re \cdot Da \left[1 - \frac{2 sh(Da^{-1/2}/2)}{sh Da^{-1/2}} \right] \right) / \left(\frac{C\varepsilon Re}{Da^{-1} + \pi^2} - 1 \right) \right\}. \quad (21)$$

Анализ (21) показывает, что длина начального участка при течении в пористой среде пропорциональна числу Рейнольдса и ширине плоского канала, а в пределе при $\varepsilon \rightarrow 1$, $Da \rightarrow \infty$ получается известный результат $X = 0,18 Re$ [12].

Уменьшение числа Рейнольдса при неизменном числе Дарси и пористости уменьшает влияние условий входа на поле скоростей (рис. 2), как и увеличение числа Дарси при постоянном числе Рейнольдса и пористости (рис. 3).

В практически важном диапазоне пористости $\varepsilon = 0,1 \div 0,5$ заметного изменения структуры поля скоростей при различных числах Рейнольдса и Дарси не наблюдается. Однако влияние уменьшения пористости становится существенным на коэффициент гидравлического сопротивления, увеличивая его значение более чем на порядок (рис. 4) и уменьшая длину начального гидродинамического участка до характерного размера пор (рис. 5). Полученные данные имеют хорошую сходимость с данными других авторов [11] в широком диапазоне чисел Дарси.

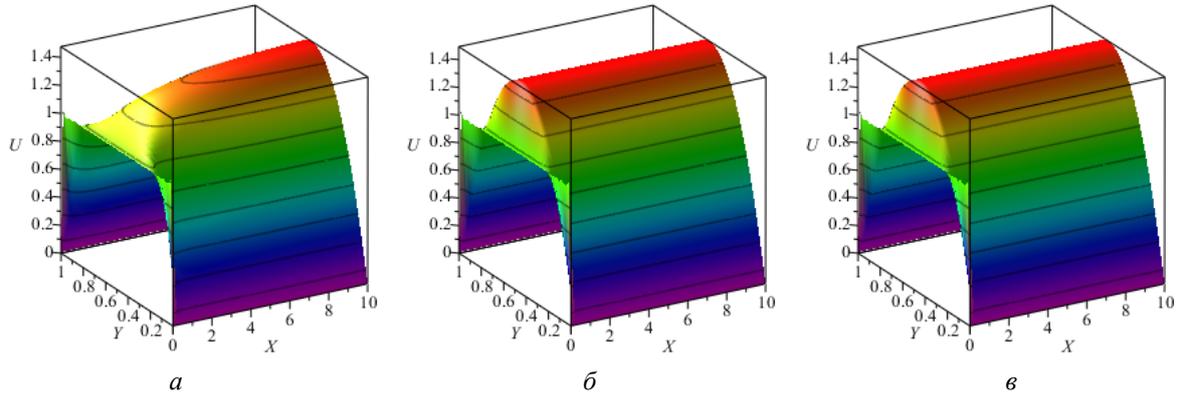


Рис. 2. Поле скоростей в плоском пористом канале при $\varepsilon=0,4$; $Da=1$ и различных числах Re : а – 100; б – 1; в – 0,01

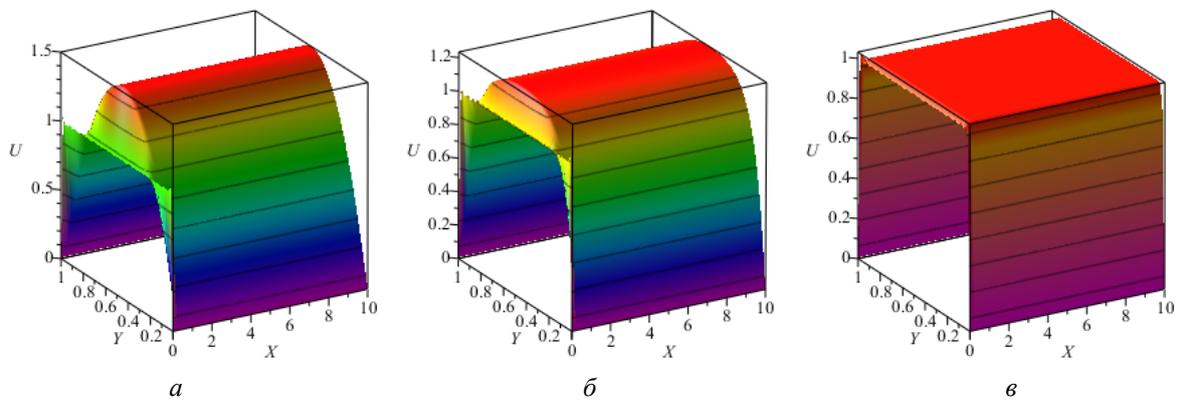


Рис. 3. Поле скоростей в плоском пористом канале при $\varepsilon=0,4$; $Re=1$ и различных числах Da : а – 100; б – 0,01; в – $1 \cdot 10^{-4}$

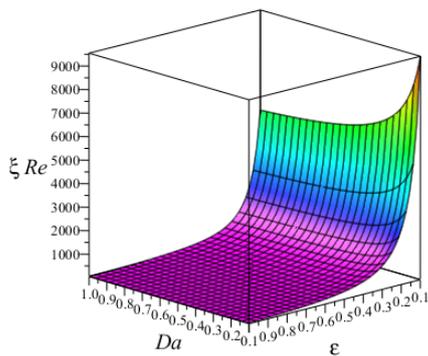


Рис. 4. Коэффициент гидравлического сопротивления

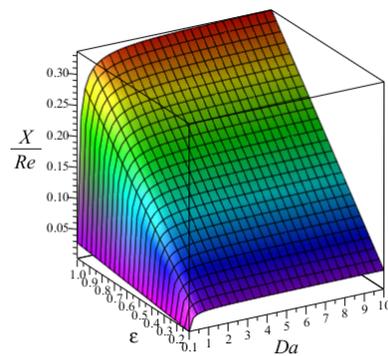


Рис. 5. Длина гидродинамического начального участка

Эффективность пористых теплообменников проявляется при уменьшении величины проницаемости ($Da \rightarrow 0$) в контексте потерь напора на преодоление сил гидродинамического сопротивления, что связано с достижением близкой к максимальной площади поверхности теплопередачи между фазами. В этом случае профиль скорости

течения жидкости в плоском канале по структуре соответствует режиму идеального вытеснения (рис. 3, в), что даёт основание упростить тепловую задачу, считая в конвективном начальном уравнении (15) $U \approx 1$.

Тепловая задача

Решение тепловой задачи получим путём одностороннего преобразования Лапласа по переменной X и косинус-преобразования Фурье по переменной Y . Получим решение в виде:

$$T_f(X, Y) = \frac{2}{Re \cdot Pr} \frac{1}{a^f} [1 - \exp(-a^f X)] + 2 \sum_{k=1}^{\infty} \frac{C_k^f}{b_k^f} \cos(\pi k Y) [1 - \exp(-b_k^f X)], \quad (22)$$

$$T_s(X, Y) = \frac{1}{Nu_p} \left(\frac{Re_p}{Re} \right)^2 \frac{1}{\Lambda} + \frac{2X}{Pr \cdot Re \Lambda} + 2 \sum_{k=1}^{\infty} \left\{ d_k^s + \frac{C_k^s}{b_k} [1 - \exp(-b_k^s X)] \right\} \cos(\pi k Y), \quad (23)$$

где

$$a^f = \frac{Nu_p Re}{Pr Re_p} \left(\frac{1}{Re_p} - 1 \right); \quad c_k^f = \left(\frac{2 Nu_p Re}{Pr Re_p^2} \Lambda + \frac{\pi^2 k^2}{Pr Re} \right) / \left(\pi^2 k^2 + Nu_p \left(\frac{Re}{Re_p} \right)^2 \Lambda \right);$$

$$b_k = \frac{\pi^2 k^2}{Pr Re} + \frac{Nu_p Re}{Pr Re_p^2} - \frac{Nu_p^2 Re^3}{Pr Re_p^4} \Lambda / \left[\pi^2 k^2 + Nu_p \left(\frac{Re}{Re_p} \right)^2 \Lambda \right];$$

$$c_k^s = Nu_p \left(\frac{Re}{Re_p} \right)^2 \left(\frac{2 Nu_p Re}{Pr Re_p^2} \Lambda + \frac{\pi^2 k^2}{Pr Re} \right) / \left[\pi^2 k^2 + Nu_p \left(\frac{Re}{Re_p} \right)^2 \Lambda \right]^2;$$

$$d_k^s = 1 / \left(\pi^2 k^2 + Nu_p \left(\frac{Re}{Re_p} \right)^2 \Lambda \right).$$

В качестве примера выполнен анализ тепловой задачи для теплоносителя с теплофизическими свойствами, близкими к воде: $\mu_f = 0,5 \cdot 10^{-3}$ Па·с; $\rho_f = 1000$ кг/м³; $\lambda_f = 0,68$ Вт/(м·К); $c_{pf} = 4190$ Дж/(кг·К). Пористый скелет – алюминий с теплопроводностью $\lambda_s = 211$ Вт/(м·К). Геометрические параметры: $h = 0,01$ м; $d_p = 0,5 \cdot 10^{-3}$ м. Скорость теплоносителя выбрана равной $u_0 = 0,2$ м/с. Результаты расчётов показаны на рис. 6 – 9. Уменьшение пористости приводит к более интенсивному охлаждению скелета (рис. 6), причём поле температур существенно неоднородно, т.е. вблизи «горячей» поверхности температура значительно выше температуры около теплоизолированной поверхности. Это объясняется тем, что скорость теплоносителя при меньшей пористости увеличивается в поровом пространстве и, следовательно, его температура уменьшается (рис. 7). Кроме того, наблюдается относительный локальный перегрев теплоносителя в пограничном слое на «горячей» стенке, что может вызвать при определённых

условиях фазовый переход в теплоносителе. При значительной длине теплообменника этот перегрев принимает постоянную величину (рис. 8), что свидетельствует о наступлении теплового равновесия между теплоносителем и пористым скелетом.

Вычисленное локальное число Нуссельта (рис. 9)

$$Nu(X) = [T_f(X, 0) - \bar{T}_f(X)]^{-1},$$

где $\bar{T}_f(X) = \int_0^1 T_f(X, Y) dY,$

показывает, что наиболее эффективно пористый теплообменник функционирует при относительной его длине ≤ 100 , т.е. на начальном тепловом участке. Здесь значения безразмерного коэффициента теплоотдачи более чем на порядок выше в аналогичном теплообменнике без пористого скелета [13].

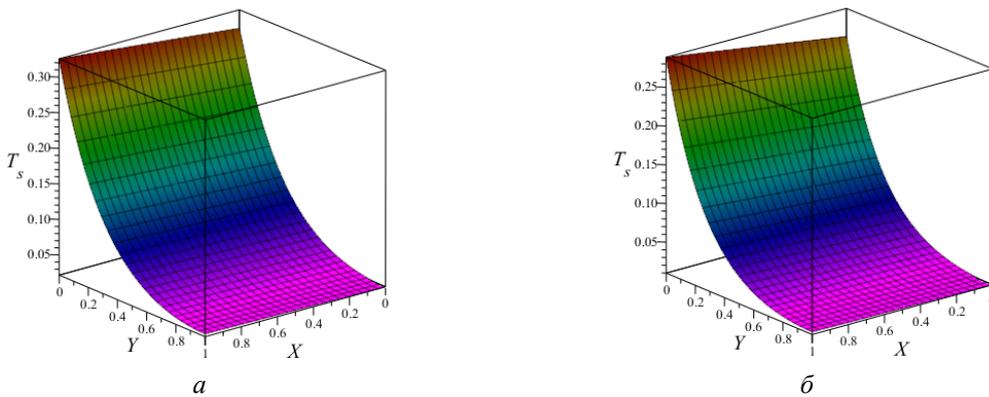


Рис. 6. Поле температур пористого скелета теплообменника: а – $\varepsilon=0,7$; б – $\varepsilon=0,5$

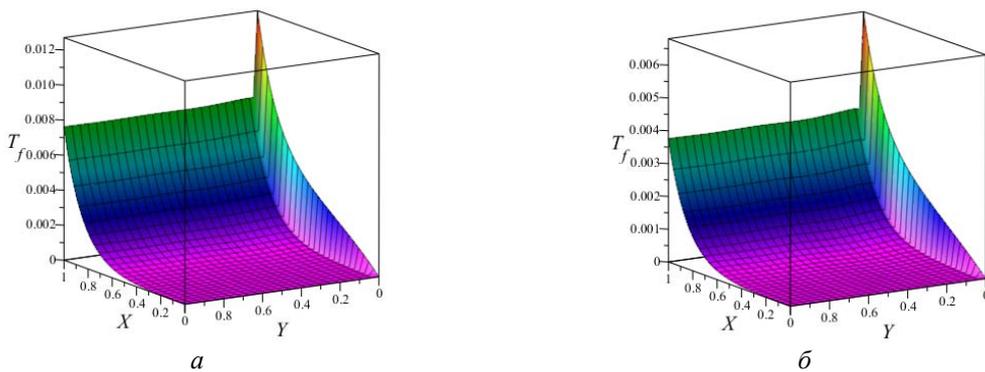


Рис. 7. Поле температур теплоносителя в пористом плоском теплообменнике: а – $\varepsilon=0,7$; б – $\varepsilon=0,5$

На основании полученных решений разработана инженерная методика расчёта, реализованная в программном комплексе Maple 17.

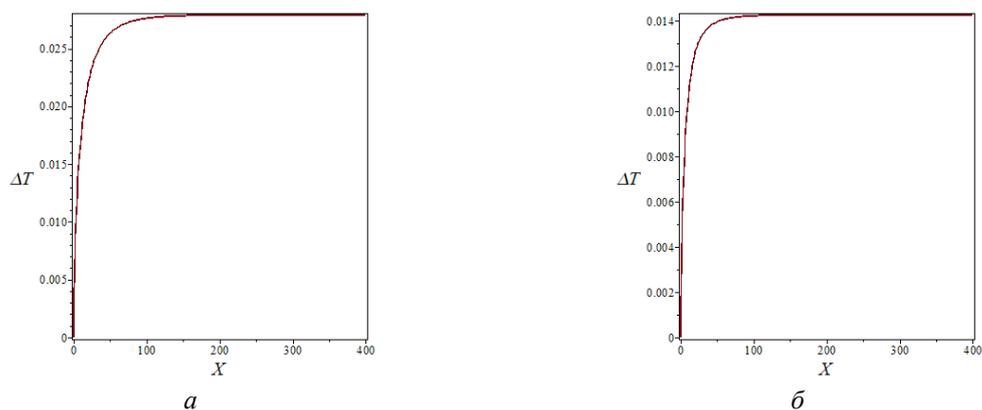


Рис. 8. Температура перегрева теплоносителя у «горячей» стенки относительно средней температуры по сечению теплообменника: а – $\varepsilon=0,7$; б – $\varepsilon=0,5$

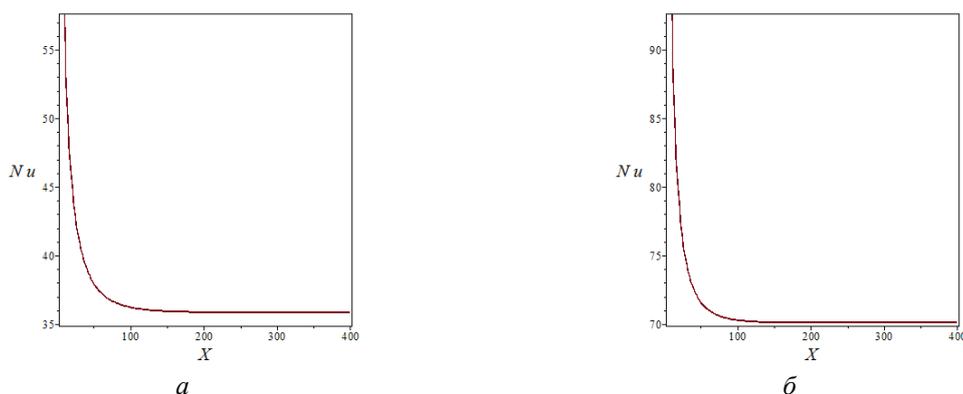


Рис. 9. Локальное число Нуссельта: а – $\varepsilon=0,7$; б – $\varepsilon=0,5$

Выводы

Предложенная математическая модель, отвечающая условиям адекватности и корректности, позволяет рассматривать её как инструмент при выборе рациональных параметров плоского пористого теплообменника при разработке систем охлаждения с компактных поверхностей.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках Федеральной целевой программы (Соглашение 14.577.21.0202, уникальный идентификатор RFMEFI57715X0202).

Библиографический список

1. Интенсификация тепло- и массообмена на макро-, микро- и наномасштабах / под ред. Ю.А. Кузма-Кичты. М.: ЦНИИАтоминформ, 2008. 532 с.
2. Коновалов Д.А., Дроздов И.Г., Шматов Д.П., Дахин С.В., Кожухов Н.Н. Разработка и моделирование микроканальных систем охлаждения. Воронеж: Воронежский государственный технический университет, 2013. 222 с.
3. Hsu C.T., Cheng P. Thermal dispersion in porous medium // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1990. V. 33, Iss. 8. P. 1587-1597. DOI: 10.1016/0017-9310(90)90015-M
4. Gamal A.A., Furmanski P. Problems of modeling flow and heat transfer in porous media // Biuletyn Instytutu Techniki Ciepłej Politechniki Warszawskiej. 1997. No. 85. P. 55-88.

5. Bear J., Bachmat Y. Introduction to Modeling of Transport Phenomena in Porous Media. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1990. 554 p.
6. Beji H., Gobin D. Influence of thermal dispersion on natural convection heat transfer in porous media // Numerical Heat Transfer. 1992. V. 22, Iss. 4. P. 487-500. DOI: 10.1080/10407789208944779
7. Amiri A., Vafai K. Analysis of dispersion effects and non-thermal equilibrium, non-Darsian variable porosity incompressible flow through porous media // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1994. V. 37, Iss. 6. P. 939-954. DOI: 10.1016/0017-9310(94)90219-4
8. Попов И.А. Гидродинамика и теплообмен в пористых теплообменных элементах и аппаратах. Казань: Центр информационных технологий, 2007. 240 с.
9. Izadpanah M.R., Muller-Steinhagen H., Jamialahmadi M. Experimental and theoretical studies of convective heat transfer in a cylindrical porous medium // International Journal of Heat and Fluid Flow. 1998. V. 19, Iss. 16. P. 629-635. DOI: 10.1016/s0142-727x(98)10035-8
10. Слезкин Н.А. Динамика вязкой несжимаемой жидкости. М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1955. 521 с.
11. Ingham D.B., Bejan A., Mamut E., Pop I. Emerging Technologies and Techniques in Porous Media. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2004. 500 p.
12. Shah R.K., London A.L. Laminar flow forced convection in ducts. New York: Academic Press, 1978. 492 p.
13. Интенсификация теплообмена: Тематический сборник / под ред. А.А. Жукауска, Э.К. Калинина. Вильнюс: Мокслас, 1988. 185 с.

DEVELOPMENT AND ANALYSIS OF MODELS OF HEAT TRANSFER IN COMPACT POROUS HEAT EXCHANGERS OF AERO SPACE CONTROL SYSTEMS

© 2017

D. A. Konovalov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of The Department of Theoretical and Industrial Heat Power Engineering;
Voronezh State Technical University, Voronezh, Russian Federation;
dmikonovalov@yandex.ru

The paper presents a study of thermal and hydraulic characteristics of porous heat exchangers in conditions of intensive heat dissipation from compact surfaces. We present a mathematical model of convective heat transfer in a porous heat exchange element for conjugate Darcy-Brinkman-Forchheimer equations with boundary conditions of the second kind. An accurate solution of hydrodynamic and thermal problems is obtained analytically by integral transformation. We obtained dependences for determining the velocity field, the length of the initial hydrodynamic area, the Fanning hydraulic friction head, the local temperature of the porous matrix and the liquid cooler, the local Nusselt numbers. We assessed the influence of porosity, permeability, Darcy and Reynolds numbers on the thermal and hydraulic condition of a compact porous heat exchanger. Reasonable ranges of thermal and hydraulic characteristics of the heat exchangers being developed are established. Critical operating modes of heat exchangers are specified. The data obtained agree well with the classical results. We developed an engineering methodology differing from the existing ones by its invariance. The methodology makes it possible to determine the design characteristics of compact porous heat-exchange elements of aerospace control systems.

Compact heat exchanger; porous element; thermal protection; convective heat transfer

Citation: Konovalov D.A. Development and analysis of models of heat transfer in compact porous heat exchangers of aero space control systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 36-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-36-46

References

1. *Intensifikatsiya teplo- i massoobmena na makro-, mikro- i nanomasshtabakh* [Intensification of heat and mass transfer on the macro-, micro - and nanoscale / ed. by Yu.A. Kuzma-Kichta]. Moscow: TsNIIatominform Publ., 2008. 532 p.
2. Konovalov D.A., Drozdov I.G., Shmatov D.P., Dakhin S.V., Kozhukhov N.N. *Razrabotka i modelirovanie mikrokanal'nykh system okhlazhdeniya* [Development and modeling of microchannel cooling systems]. Voronezh: Voronezh State Technical University Publ., 2013. 222 p.
3. Hsu C.T., Cheng P. Thermal dispersion in porous medium. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 1990. V. 33, Iss. 8. P. 1587-1597. DOI: 10.1016/0017-9310(90)90015-M
4. Gamal A.A., Furmanski P. Problems of modeling flow and heat transfer in porous media. *Biuletyn Instytutu Techniki Ciepłej Politechniki Warszawskiej*. 1997. No. 85. P. 55-88.
5. Bear J., Bachmat Y. *Introduction to Modeling of Transport Phenomena in Porous Media*. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1990. 554 p.
6. Beji H., Gobin D. Influence of thermal dispersion on natural convection heat transfer in porous media. *Numerical Heat Transfer*. 1992. V. 22, Iss. 4. P. 487-500. DOI: 10.1080/10407789208944779
7. Amiri A., Vafai K. Analysis of dispersion effects and non-thermal equilibrium, non-Darsian variable porosity incompressible flow through porous media. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 1994. V. 37, Iss. 6. P. 939-954. DOI: 10.1016/0017-9310(94)90219-4
8. Popov I.A. *Gidrodinamika i teploobmen v poristyykh teploobmennyykh elementakh i apparatakh* [Hydrodynamics and heat transfer in porous heat exchange elements and devices]. Kazan: Tsentr Informatsionnykh Tekhnologiy Publ., 2007. 240 p.
9. Izadpanah M.R., Muller-Steinhagen H., Jamialahmadi M. Experimental and theoretical studies of convective heat transfer in a cylindrical porous medium. *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 1998. V. 19, Iss. 16. P. 629-635. DOI: 10.1016/s0142-727x(98)10035-8
10. Slezkin N.A. *Dinamika vyazkoy neszhimayemoy zhidkosti* [Dynamics of a viscous incompressible fluid]. Moscow: Gosudarstvennoe Izdatel'stvo Tekhniko-Teoreticheskoy Literatury Publ., 1955. 521 p.
11. Ingham D.B., Bejan A., Mamut E., Pop I. *Emerging Technologies and Techniques in Porous Media*. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2004. 500 p.
12. Shah R.K., London A.L. *Laminar Flow Forced Convection in Ducts*. New York: Academic Press, 1978. 492 p.
13. *Intensifikatsiya teploobmena: Tematicheskii sbornik* [Intensification of heat exchange / ed. by A.A. Zhukauskas, E.K. Kalinin]. Vilnyus: Mokslas Publ., 1988. 185 p.

КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ ТРАКТОВ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ С УТОПЛЕННЫМИ БЕЗВИХРЕВЫМИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКАМИ

© 2017

А. В. Корнев старший научный сотрудник научно-исследовательского института проблем физического моделирования режимов полёта самолётов; Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина; koral.v15@gmail.com

И. П. Бойчук кандидат технических наук, доцент кафедры программного обеспечения вычислительной техники и автоматизированных систем; Белгородский государственный технологический университет имени В.Г. Шухова; ip.boychuk@gmail.com

Обоснована возможность повышения газодинамических характеристик утолщенного воздухозаборника и технология проработки проектных решений по принципу конформности линиям тока. Газодинамический принцип профилирования обеспечивается средствами автоматизированных интегрированных технологий проектирования и применением численных методов визуализации в качестве проектного инструментария. Выявленная закономерность рабочего процесса внешнего обтекания предлагающих поверхностей планера, однозначно определяющая принципиальные конструктивные отличия конформного воздухозаборника, обуславливает его преимущества перед аналогами.

Летательный аппарат; аэродинамическое проектирование; утолщенный воздухозаборник; трубка тока; численный эксперимент.

Цитирование: Корнев А.В., Бойчук И.П. Комплексный подход к аэродинамическому проектированию трактов входных устройств с утолщенными безвихревыми воздухозаборниками // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 47-59. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-47-59

Введение

Процесс проектирования силовой установки (СУ) летательного аппарата (ЛА) имеет комплексный характер и предполагает среди прочего принятие решений компоновочного характера, определяемых совокупностью факторов обтекания внешних поверхностей и внутренних трактов. Основаниями для принятия такого рода решений главным образом являются общие требования минимизации сопротивления ЛА и обеспечения устойчивой работы СУ во всей области эксплуатационных режимов полёта. Типовые проблемы данного этапа проектирования могут быть обусловлены трудностями компоновки входного устройства (ВУ) вследствие эксплуатационных требований и ограничений, например таких, как способы базирования, манёвренность, скрытность. В ряде случаев эти факторы становятся доминирующими, вследствие чего играют ключевую роль в формировании облика объекта проектирования [1].

Вышеперечисленные обстоятельства, а также ряд других, находят своё выражение в облике конформных и интегрированных СУ с воздушно-реактивными двигателями (ВРД) и воздухозаборными устройствами (ВЗУ), частично или полностью утолщенными в тело планера. Подобные ВЗУ привлекательны с позиций компактности, весового совершенства и малозаметности.

Одно из направлений повышения эффективности воздухозаборных систем имеет в своей основе использование вихрегенераторов. Практическим результатом обширных исследований различных форм и модификаций ВУ в настоящее время стало массовое

применение серии утопленных ВЗУ NASA первого поколения в различных системах воздушного питания, в которых не предъявляются жёсткие требования к качеству потока. Известны единичные случаи серийного применения ВЗУ NASA для питания маршевых ВРД однорежимных ЛА – крылатых ракет (КР) (RGM-84 Harpoon, RGM/UGM-109E "Tomahawk Block-IV", AGM-158A JASSM). Оснащение самолётных основных СУ подобными ВЗУ оказалось безуспешным и ограничилось испытаниями экспериментальных, преимущественно неманевренных лётных образцов (Douglas XB-43/51, Avro-707B, North America YH-93A, Tacit Blue, БЛА Shark и др.).

Нестабильность характеристик вихревого ВЗУ при несимметричном обтекании по углам атаки и скольжения в совокупности с неудовлетворительными показателями качества потока на выходе из ВУ вошли в антагонизм к условиям многорежимного рабочего процесса на фоне высоких требований к его эффективности. Перечисленные недостатки наряду с повышенным внешним сопротивлением подобного ВЗУ на режимах с избыточным располагаемым расходом (до 3% c_x самолёта по сравнению с аналогом, оборудованным выступающими боковыми ВЗУ [2]) заключаются в самом принципе их работы, при котором создаются конкурирующие высокоградиентные потоки.

Развитие прямоугольного утопленного ВЗУ NASA привело к созданию ВЗУ следующего поколения, отличающегося плавным сопряжением поверхностей (рис. 1) [3]. В отличие от ВЗУ NASA, эволюционировавших от образцов с прямоугольным сечением тракта, в конструкции КР комплекса «Калибр» изначально применено утопленное безвихревое ВЗУ с каналом кругового сечения, плавно вписанное в цилиндрический корпус (рис. 2, фото автора – К.А., IDEX 2009).

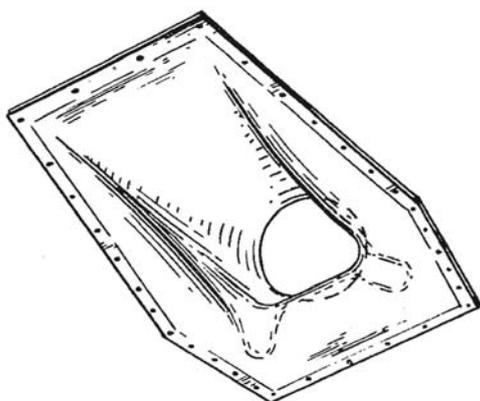


Рис. 1. Безвихревое утопленное ВЗУ с прямоугольным направляющим устьем (Boeing)

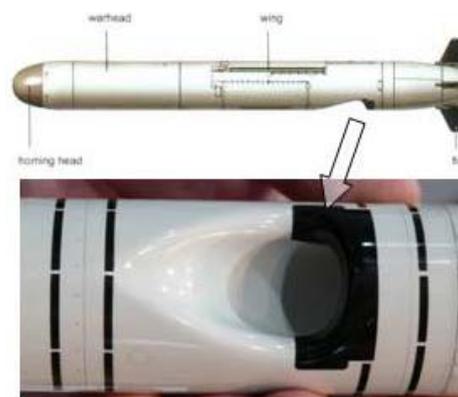


Рис. 2. Безвихревое компактное утопленное ВЗУ с криволинейным направляющим устьем КР ЗМ-14А

Достаточно плавное сопряжение, обеспечивающее безвихревой вход потока, и минимальная деформация сечений вдоль канала, устраняющая локальные пиковые поперечные градиенты давления, в совокупности создают условия для плавного входа потока с минимальными потерями полного давления. По этим причинам представленное на рис. 2 ВЗУ принято в качестве прототипа для дальнейших исследований.

С позиций аэродинамики диспозиция утопленного ВЗУ и сопряжение внешней поверхности планера с устьем ВЗУ требуют пристального внимания. Устойчивая работа ВУ, особенно с безвихревым ВЗУ, в значительной степени зависит от характеристик набегающего потока и факторов обтекания элементов планера вперёд по полёту. Тем не менее, важным аргументом в пользу утопленного ВЗУ, разумеется при условии адекватности решений, принятых на этапе аэродинамического (а.-д.) проектирования, служит пониженное по сравнению с выступающими и вихревыми ВЗУ внешнее сопротив-

ление вследствие малости вносимых им в обтекающий поток возмущений. Кроме того, соответствующая диспозиция конформной СУ, подобно изображённой на рис. 3, в процессе работы может обеспечить улучшение несущих свойств ЛА за счёт позитивного вклада в баланс а.-д. сил [1; 4]. Потребность согласования аэрогазодинамических характеристик интегральных компоновок системы «планер–двигатель» обуславливает разработку подходов и методов, адекватных объекту проектирования.

Работе криволинейного канала свойственна существенная неравномерность течения. Исследованные в работе [5] способы гомогенизации потока посредством каверн во входной части воздуховода представляются малопригодными. Метод оптимизации аэродинамических и геометрических характеристик S-образного ВУ с полуутопленным ВЗУ, типа ВУ КР Х-35 [6], индифферентен к локальным особенностям поверхностных течений. Как в упомянутых, так и в других работах не уделено должного внимания адаптации к условиям внешнего обтекания. Геометрическая конформность с обводами планера, присущая всем видам утопленных ВЗУ, в случае безвихревого ВЗУ на более высоком уровне обеспечивается профилированием обводов по морфологии течений. В отличие от методов проектирования ВЗУ с острыми кромками формирование безвихревого ВЗУ осуществляется тонким манипулированием кривизной гладких плавно сопряжённых поверхностей с балансным распределением градиентов параметров с целью получения гладкого безотрывного минимально возмущённого течения аналогично с методами профилирования предотрывных и суперкритических профилей [7; 8].



Рис. 3. БЛА Yabhon-GRN1

Целью исследования является выработка принципов и подходов к профилированию безвихревого конформного ВЗУ, выявление характерных особенностей функционирования, обуславливающих выбранный подход.

Условия и последовательность проектных действий

Вышеизложенное очевидным образом указывает на необходимость воссоздания условий обтекания планера ЛА перед ВЗУ и применения к задачам проектирования ВЗУ общего вида пространственных нестационарных моделей сопряжённого процесса внешнего и внутреннего обтекания [9; 10]. Процесс создания ВУ основывается на принципе факторной декомпозиции в ходе решения прямой задачи а.-д. проектирова-

ния и проводится в два этапа. Основной акцент возлагается на численный эксперимент (ЧЭ) с отображением особенностей вида «источник-сток» (ИС). Для обеспечения проектных работ используются методы визуализации, выявляющие морфологические закономерности течения в зависимости от параметризации подмодели (ПМ) ВУ.

На первом этапе в фазе предварительного проектирования осуществляется формирование геометрии ВУ путём целенаправленного изменения внутренних границ контрольного объёма (КО) в ходе итерационных циклов ЧЭ. Процесс ограничивается условиями основного расчётного случая крейсерского полёта и – с целью экономии ресурсов – минимальными размерами КО ПМ ВУ с имитацией функционирующей двигательной установки (ДУ) путём назначения субстанциональных ИС соответствующей интенсивности в выходном сечении ВУ. Вычленение КО осуществляется с включением лишь тех частей планера, которые играют доминирующую роль в формировании притекающей к ВУ трубки тока, по форме которой происходит адаптация геометрии ВУ. В фазе проверочных расчётов континуальных а.-д. характеристик определяется диапазон устойчивых режимов работы ВУ в условиях переменного поля параметров внешних течений и интенсивности ИС с соответствующим расширением КО. В случае необходимости происходит возврат к предыдущей фазе проектирования. В качестве результата формируется проточная часть ВУ фиксированной геометрии с надлежащими аэродинамическими свойствами и пассивным саморегулированием.

Предложенный подход позволяет выполнить профилирование ВУ с новыми формами течения, для которых неизвестны критериальные зависимости, обычно используемые для проведения соответствующих разделов проектных работ.

Замыкание автономной модели ВУ осуществляется комплексом общепринятых газодинамических параметров: гидравлических потерь, степени восстановления полного давления и однородности течения в выходном сечении ВУ на основании располагаемых статистических данных для подобных ВУ либо требований, предъявляемых разработчиком ТРД.

На втором этапе осуществляется согласование рабочих процессов ВУ и ДУ путём сквозного расчёта внешнего и внутреннего обтекания ЛА с коррекцией геометрии ВУ, границ области устойчивых режимов системы ВУ+ДУ в корреляции с областью эксплуатационных режимов полёта ЛА.

Подход к покомпонентному проектированию в качестве внутрисистемного может быть внедрён на этапе технического предложения [11] при разработке начальных итераций а.-д. компоновки ЛА с верификацией в последующих циклах по результатам натурных экспериментов (НЭ) в аэродинамических трубах и, в случае проблем с масштабированием физических моделей, получением эталонных ориентиров для синтеза интегральных комплексно-сопряжённых численных моделей. Основная задача подхода в сочетании с ЧЭ и НЭ заключается в обеспечении осуществимости проектирования интегрированных агрегатов системы «планер–ДУ» в условиях неадекватности исследования их в виде изолированных от общей а.-д. компоновки элементов. Комплексный подход к а.-д. проектированию трактов ВУ включает в себя ряд подчинённых и модифицированных а.-д. методов более низкого уровня и обеспечивающего метода синтеза параметрической геометрии (рис. 4).

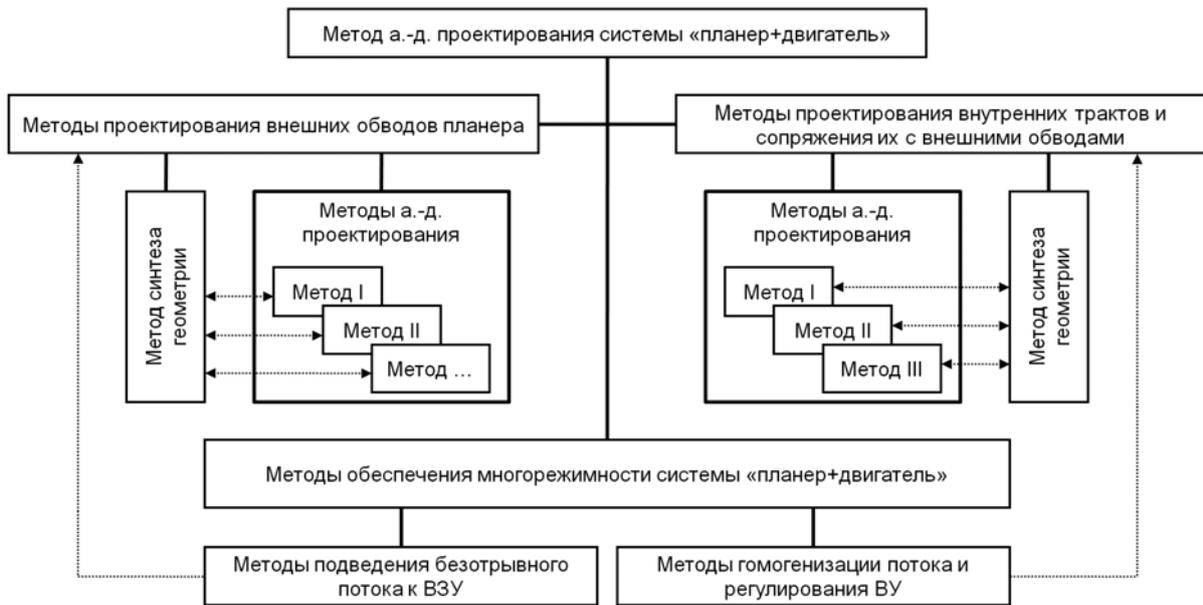


Рис. 4. Структурированное выражение подхода к проектированию системы «планер–двигатель» с утопленным ВУ

Комплексная газодинамическая составляющая подхода

Предварительно следует рассмотреть принципиальную основу существующих методов профилирования ВУ и вытекающие из этого возможности их синтетического применения.

I. Известный метод определения входного угла скелетной линии профиля входной губы лобового или бокового выступающего ВЗУ исходит из принципа плавности её перехода из линии тока набегающего потока (рис. 5). Этот метод рассматривает воронкообразную область внешнего торможения потока непосредственно перед входом на расстоянии, соизмеримом с калибром ВЗУ.

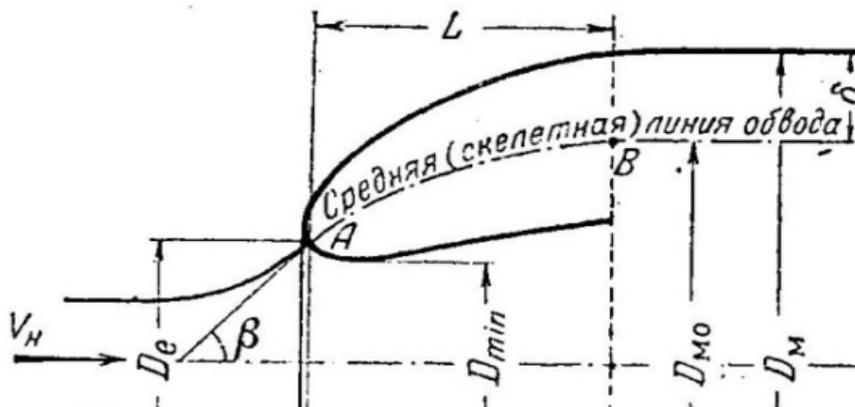


Рис. 5. Схема профилирования обводов изолированного ВЗУ [11]

II. Метод профилирования а.-д. обводов по линиям тока путём ограничения (заполнения) конструкцией объёма отрывной области течения, описанный, например, Кюхеманом в терминах метода дискретных вихрей [13], применим в задачах создания обтекаемых форм, находящихся в следе за фронтальным источником отрыва. Таким обра-

зом возможно профилирование мотогондол, поперечные сечения которых определяются внешней формой лобовой кромки входной губы осевого ВЗУ, а продольные обводы – морфологией течений на основном режиме функционирования ВУ путём принудительной инициации отрыва потока в области входной кромки. Метод применим при профилировании обтекателей, заливов, пилонов и т.п. с преимущественной реализацией закона $p = \text{const}$ по профилируемой поверхности вдоль потока.

III. Метод градиентного проектирования, распространённый в двумерных задачах профилирования а.-д. профилей [7; 8] позволяет синтезировать а.-д. формы по заданным законам $p = f(x)$ и $\text{grad}(p) = f(x)$. Суть метода заключается, во-первых, в создании условий для безударного и, во-вторых, безотрывного градиентного течения для преодоления потоком участков с растущим давлением – области изэнтропического торможения, диффузорных и вогнутых зон.

Два последних метода представляют собой частные случаи метода обратного проектирования.

В условиях косоугольного обдува ВЗУ, особенно в асимметричных ВУ, 3D эффекты играют преобладающую роль. Результаты исследований трёхмерного пограничного слоя (ПС) показывают, что рост его толщины замедляется при ускорении потока и ускоряется при его замедлении (аналогично 2D ПС). Однако изменение $\delta_{\text{ПС}}$ под действием $\text{grad}(p)$ в 3D потоке заметно меньше. Течение в 3D ПС в условиях $\text{grad}(p) > 0$ происходит не в направлении основного потока, а отклоняется в поперечном направлении, где $\text{grad}(p)$ более благоприятен. 3D ПС легче преодолевает положительный градиент давления и может вообще не оторваться. В противоположность этому 2D ПС при этом же положительном градиенте давления будет отрываться [14].

Предлагаемый подход к профилированию утопленного безвихревого ВЗУ, сопряжённого с поверхностью планера, основывается на методе **I**, но отличается тем, что воспроизводит течение в канале ВУ и трубку тока всасываемого воздуха, формируемую в более удалённой области перед ВЗУ, и опирается на общие закономерности образования поглощаемой струи в процессе обтекания подлежащей поверхности планера. Метод **II** в неизменном виде используется при профилировании внешних обводов входной губы ВЗУ и, где возможно, воздухопроводов и предотрывных диффузоров малого сопротивления. Метод **III** применяется для управления ПС на участках торможения потока: при профилировании направляющего устья, внешней поверхности поворотного колена воздухопровода, коррекции форм диффузорного участка с целью повышения его устойчивости к отрыву в условиях асимметрии входящего потока; локального ускорения потока с целью выравнивания профиля скоростей и др. Во всех случаях средства визуализации ЧЭ являются неотъемлемой частью проектного инструментария, в т.ч. в пространственной трактовке метода градиентного профилирования по распределениям давлений на граничных поверхностях тока, а также в поперечных сечениях – в случае управления поперечными течениями.

Задача а.-д. проектирования ВУ заключается в управлении течениями в процессе профилирования обводов, а именно: в спрямлении течений, получении перепадов давлений и изменении расходов воздуха в пограничном слое, посредством чего обеспечивается безотрывность и достигается требуемое значение расхода через ВУ. Таким образом, обеспечивается устойчивость и стабильность течений, пропускная способность в широком диапазоне режимов работы, т.е. осуществляется саморегулирование ВУ фиксированной геометрии.

Автоматизированная генерация геометрии ВУ

Газодинамический принцип профилирования ВУ реализуется путём автоматизированной генерации в среде проектирования. Структурная схема параметрически управляемых образующих линий и справочных осей ВУ, сгенерированных в среде системы автоматизированного проектирования (САПР), показана на рис. 6.

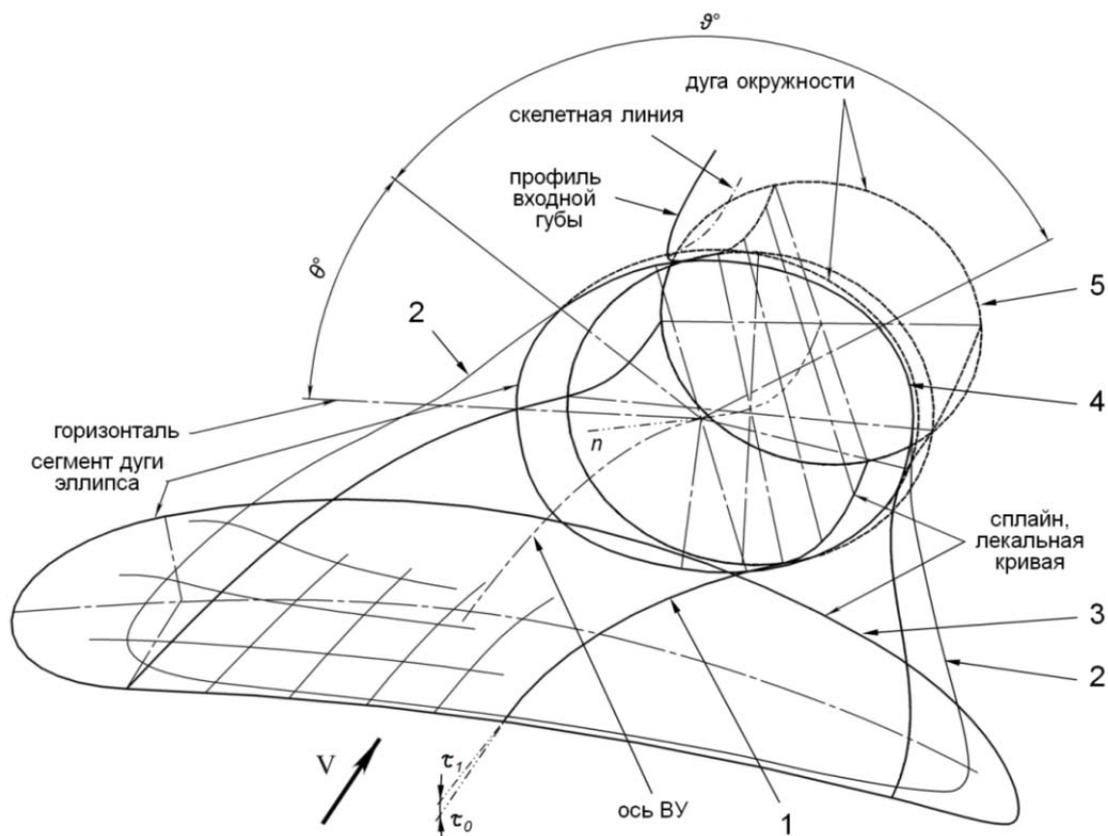


Рис. 6. Топология тракта ВУ:

1 – донная образующая; 2 – боковая кромка; 3 – входное сечение направляющего устья;
4 – входное сечение воздуховода; 5 – выходное сечение ВУ

Направляющее устье представляет собой полуограниченный криволинейный диффузор внешнего торможения потока с интенсивным углублением центральной области в окрестности донной образующей 1 под уровень наружной поверхности планера, с образованием боковых кромок 2. Профилирование ВЗУ осуществляется посредством создания условно замкнутого диффузора путём соединения, как минимум, условного замкнутого входного сечения направляющего устья 3 и замкнутого входного сечения воздуховода 4. Возможно применение промежуточных опорных сечений и образующих. Профиль сечения 3 определяется формой трубки тока поглощаемого воздуха, полученной методами ЧЭ на основном режиме полёта и работы ДУ. Кривизна диффузора определяется кривизной донной образующей 1, находящейся в худших условиях обтекания. Профиль входного сечения ВЗУ 4 приближается к круговой форме выходного сечения ВУ 5. Однако для улучшения условий обтекания донной части направляющего устья и сокращения продольного габаритного размера путём уменьшения кривизны донной образующей более предпочтительна эллиптическая или близкая, преимущественно горизонтально ориентированная, форма входного сечения ВЗУ. Угол между касательной к поверхности корпуса и донной образующей направляющего устья

$\angle \overline{\tau_0 \tau_1}$ в месте их сопряжения равен начальному углу раскрытия диффузора, но не менее 7° во избежание чрезмерного увеличения длины ВЗУ. Степень раскрытия диффузора определяется коэффициентом внешнего торможения потока или коэффициентом расхода в ВЗУ на основном режиме работы:

$$v = \varphi_{ВЗУ} = \frac{V'_0}{V_{ex}} = \frac{S'_{ex}}{S'_0} = 0,5 \dots 0,7,$$

где V'_0 – средняя скорость потока во входном сечении диффузора площадью S'_0 ; V_{ex} – средняя скорость потока во входном сечении ВЗУ (выходном сечении диффузора) площадью S'_{ex} .

Большая величина v способствует снижению гидравлических потерь во внутренних трактах. Более точное допустимое значение v и угол наклона нормали входного сечения ВЗУ $\angle \overline{\tau_0 n}$ определяются индивидуальными особенностями обтекания конкретной внешней компоновки ВЗУ на предельных режимах.

Кривизна воздуховода в однодвигательном варианте ДУ формируется при огибании вокруг входной губы ВЗУ. Предпочтительно исполнение конфузорного входного участка воздуховода вплоть до выходного сечения поворотного колена с образованием горла ВУ с поджатием потока до 10...12%. Закон изменения площадей сечений $S_i = \{x, \theta, \vartheta_j\}$ реализует поджатие течения – от монотонного по длине до смещённого ближе к сечению горла, включая локальное по его периметру изменение, где θ – угловая координата j -го сегмента сечения раствором ϑ (рис. 6). Для многодвигательной компоновки кривизна и позиционирование каждого воздуховода дополнительно обуславливается конкретным проектным решением.

Управление скалярными и векторными полями течений осуществляют путём взаимного координирования и деформацией параметрических образующих поверхностей и справочных осей.

Некоторые результаты численных исследований обтекания, отображающие особенности описанного подхода к профилированию конформного ВЗУ и демонстрирующие закономерности деформации притекающей трубки тока, приведены на рис. 7 – 10.

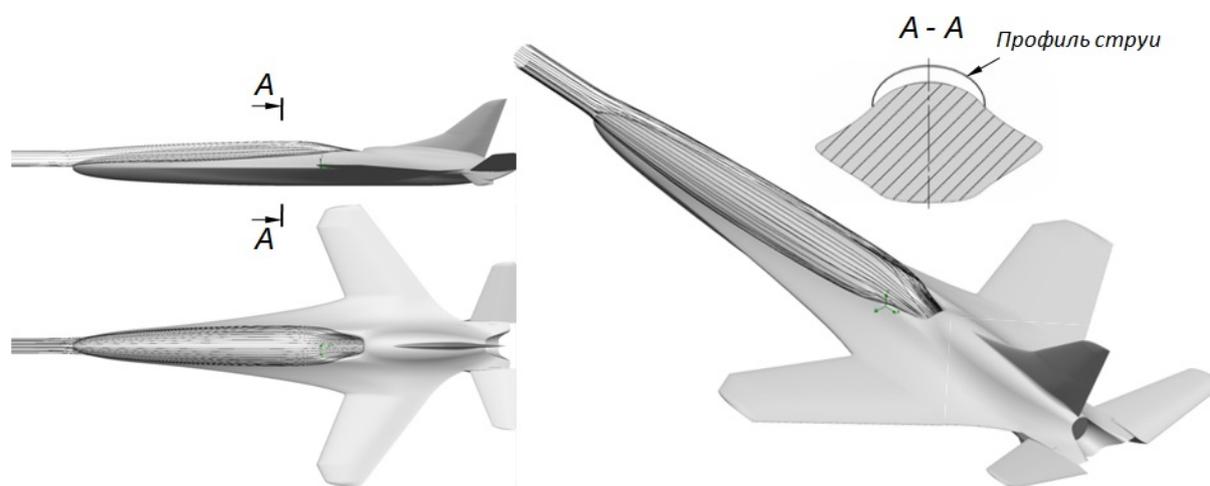


Рис. 7. Деформация цилиндрической струи при обтекании фюзеляжа на расчётном режиме

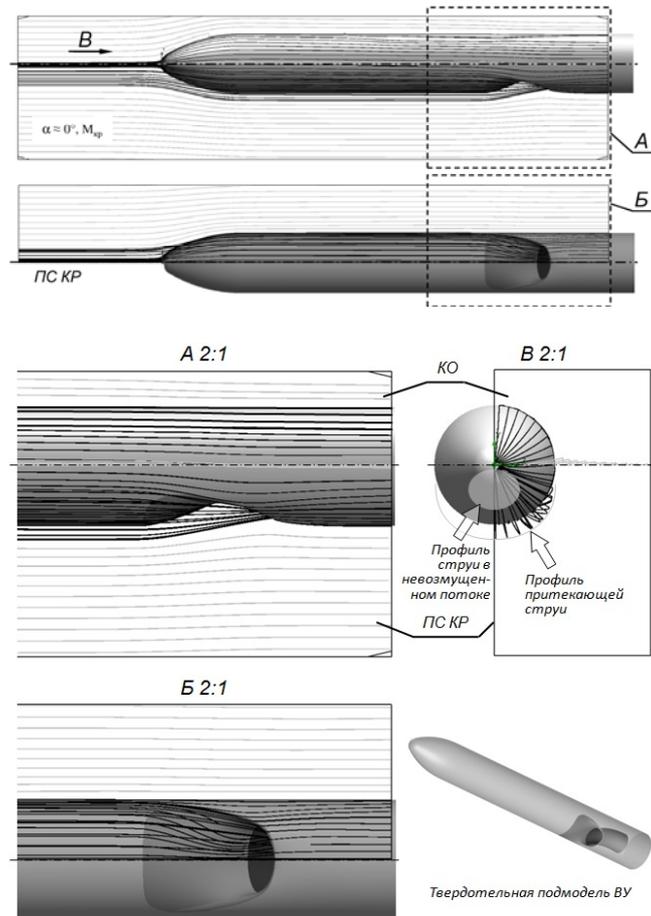


Рис. 8. Профиль конформного ВЗУ однозначно определяется морфологией течений в его окрестности (ПС – плоскость симметрии КО)

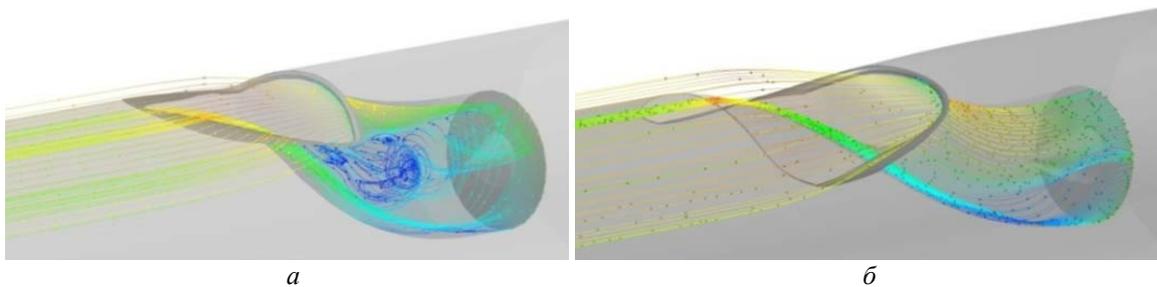


Рис. 9. Влияние формы ВЗУ на структуру внутренних течений (в симметричной постановке):
 а – образование интенсивного продольного парного вихря в ВУ с неадаптированным ВЗУ;
 б – гомогенизированный поток в канале ВУ с адаптированным ВЗУ

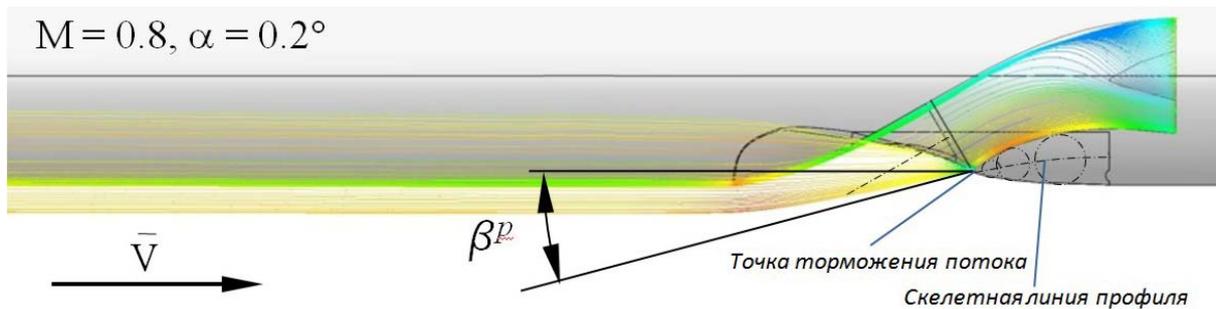


Рис. 10. Формирование геометрии входной губы на расчётном режиме обтекания

Направления повышения газодинамического качества утолщенного ВУ

Формированием направляющего устья, плавных сопряжений с внешними поверхностями корпуса и воздуховодом достигается организация более плавного течения всасываемого потока, предупреждается возникновение дополнительной турбулизации пристеночных слоёв, негативных локальных и общих завихрений всасываемой струи, за счёт чего блокируется ухудшение качества потока перед входным сечением ВЗУ, особенно на режимах $\varphi_{ВЗУ} < 1$. За счёт минимизации механического воздействия на поток в процессе наибольшей деформации трубки тока, поворота её к входному сечению и максимально возможного снижения скорости потока на участке полуограниченного внешнего торможения в направляющем устье повышается напорность ВЗУ. При этом, как следствие, достигается снижение гидравлических потерь на последующих участках поворота потока и остаточного изменения формы вплоть до кругового выходного сечения, а также повышение газодинамической устойчивости ВУ.

Указанные мероприятия также обеспечивают минимизацию внешнего сопротивления.

При проектировании разнообразных вариантов ВУ со сложной морфологией пространственных внешних течений, симметричным или асимметричным входом потока в многодвигательной схеме (рис. 11) результирующие параметры потока дистанционно выравниваются непосредственно перед выходным сечением за счёт газодинамического воздействия с целью повышения КПД и запаса устойчивости ДУ. Конструктивно это осуществляется путём профилирования направляющего устья и воздуховода с распределением градиентов давления в поперечных и продольных направлениях для инициации упреждающих компенсаторных течений и придания им надлежащей интенсивности для уменьшения закрутки и других негативных влияний неизбежных вторичных течений, особенно проявляющихся в спиралевидных трактах.

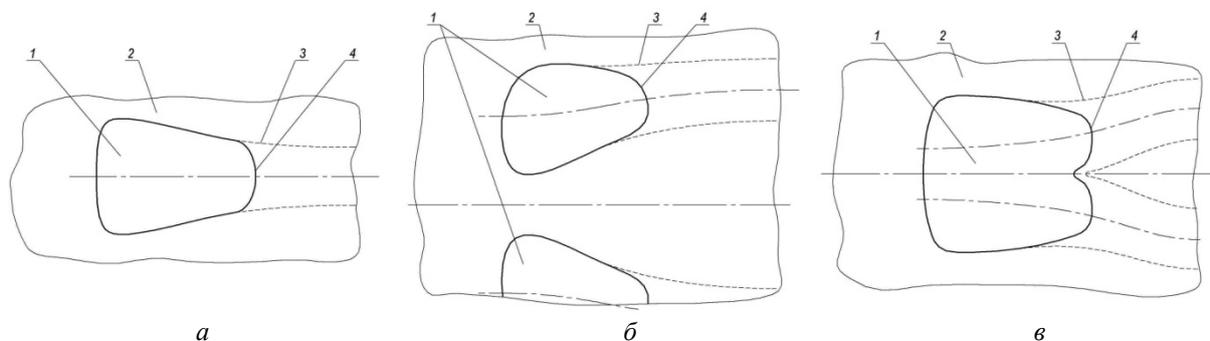


Рис. 11. Схемы исполнения ВЗУ:

а – индивидуальное симметричное; *б* – индивидуальное асимметричное; *в* – объединенное (спаренное).

1 – направляющее устье; *2* – поверхность планера; *3* – воздуховод; *4* – входная губа

Поджатие на участке поворотного колена способствует стабилизации и частичной гомогенизации потока. Переменным поджатием по сегментам воздуховода индуцируются поперечные градиенты давления, посредством которых дополнительно компенсируются вторичные течения. Этот приём гомогенизации наиболее полезен при профилировании асимметричных ВУ.

Обеспечение плавности течения в ВЗУ способствует снижению шума. С целью повышения КПД ДУ гидравлические потери в тракте ВУ частично компенсируют путём создания обводов входных кромок, реализующих подсосывающую силу с проекцией в направлении движения и действия подъёмной силы.

Заключение

Конформная СУ, являясь элементом а.-д. компоновки ввиду качественного проявления факторов газодинамической интеграции систем ЛА, обуславливает наличие подходов и методов, адекватных объекту проектирования.

Плавное сопряжение направляющего устья с поверхностью планера является необходимым, но недостаточным условием для эффективного функционирования безвихревого ВЗУ. Конструктивные особенности разработанных вариантов ВЗУ обусловлены применением описанного подхода и принципиальным образом отличают их от аналогов сходящимися по потоку боковыми кромками. Обеспечение надлежащего функционирования ВЗУ в асимметричной компоновке и многорежимности в условиях меняющейся морфологии внешних течений в континуальной области эксплуатационных режимов полёта ЛА нуждается в проведении дополнительных мероприятий по профилированию для достижения пассивного саморегулирования.

Библиографический список

1. Корнев А.В. Аспекты создания эффективной силовой установки с воздухозаборником утопленного типа с внешними вихрегенераторами // Системи озброєння і військова техніка. 2012. № 3(31). С. 167-180.
2. Ferguson S.D., Eastman D.W. High performance submerged air inlet. Patent US, no. 4378097, 1980. (Publ. 29.03.1983).
3. Rolls L.S. A flight comparison of a submerged inlet and a scoop inlet at transonic speeds. NASA RM № A53A06. Washington: Langley, 1953. 42 p.
4. Корнев О.В. Літальний апарат з верхньорозташованим вхідним пристроєм: патент України № 103196; опубл. 25.09.2013; бюл. № 18.
5. Taskinoglu E.S., Knight D.D. Design optimization for submerged inlets. Part I // 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, 2003. DOI: 10.2514/6.2003-1247
6. Akman O. Subsonic-transonic submerged intake design for a cruise missile. Diss. master of science in aerospace engineering. Ankara, 2014. 99 p.
7. Harris C.D. NASA supercritical airfoils. A matrix of family-related airfoils. NASA technical paper 2969. Hampton, Virginia: Langly Research Center, 1990. 72 p.
8. Shepshelovich M., Steinbuch M. Hybrid transonic-subsonic aerofoils. Patent US, № 8186616 B2, 2012. (Publ. 29.05.2012).
9. Бойчук И.П. Метод комплексного аэродинамического моделирования свободно-летающей модели «планер-двигатель». Автореферат дис. ... канд. техн. наук. Харьков, 2012. 21 с.
10. Амброжевич М.В., Корнев А.В., Серeda В.А. Малоресурсная подмодель турбореактивного двигателя // Авиационно-космическая техника и технология. 2016. № 1 (128). С. 44-52.
11. Дружинин Е.А., Чмовж В.В., Корнев А.В. Использование методов аэродинамического проектирования в процессе реализации жизненного цикла разработки перспективного образца авиационной техники // Системи озброєння і військова техніка. 2011. № 4 (28). С. 48-57.
12. Поликовский В.И. Самолётные силовые установки. М.: Оборонгиз, 1952. 600 с.
13. Кюхеман Д., Вебер И. Аэродинамика авиационных двигателей. М.: Издательство иностранной литературы, 1956. 388 с.
14. Девнин С.И. Аэрогидромеханика плохообтекаемых конструкций. Справочник. Л.: Судостроение, 1983. 332 с.

COMPLEX APPROACH TO AERODYNAMIC DESIGN OF INLET DUCTS WITH SUBMERGED VORTEX-FREE AIR INTAKES

© 2017

A. V. Kornev senior research scientist, Research and Development Institute of problems of physical modeling of aircraft flight modes; Zhukovski National Aerospace University “Kharkov Aviation Institute”, Kharkov, Ukraine; koral.v15@gmail.com

I. P. Boychuk Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Computer Software and Automated Systems; Belgorod State Technological University named after V.G. Shoukhov, Belgorod, Russian Federation; ip.boychuk@gmail.com

The paper shows the possibility of improving gas-dynamic characteristics of a submerged air intake and presents a technology of developing design solutions according to the principle of conformity to the flow lines. The gas-dynamic principle of shaping is provided by means of computer-aided integrated technologies of design and application of numerical visualization methods as design tools. The revealed regularity of the working process of the external streamline of the preceding airframe surfaces unambiguously defines the fundamental design distinctions of the conformal air intake in the form of the converging side edges on the stream and determines its advantages over the analogs.

Aircraft; aerodynamic design; submerged air intake; flow tube; numerical experiment.

Citation: Kornev A.V., Boychuk I.P. Complex approach to aerodynamic design of inlet ducts with submerged vortex-free air intakes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 47-59. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-47-59

References

1. Kornev A.V. Aspects of creating an efficient power plant with submerged air intake with outer vortex generators. *Systems of Arms and Military Equipment*. 2012. No. 3 (31). P. 167-180. (In Russ.)
2. Ferguson S.D., Eastman D.W. High performance submerged airinlet. Patent US, no. 4378097, 1980. (Publ. 29.03.1983).
3. Rolls L.S. A flight comparison of a submerged inlet and a scoop inlet at transonic speeds. NACA RM №A53A06. Washington: Langley, 1953. 42 p.
4. Kornev O.V. *Lital'niy aparat z verkh'oroztashovanim vkhidnim pristroem* [Aircraft with top-mounted air inlet]. Patent Ukraine, no. 103196, 2007. (Publ. 25.09.2013, bul. no. 18).
5. Taskinoglu E.S., Knight D.D. Design optimization for submerged inlets. Part I. *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, 2003. DOI: 10.2514/6.2003-1247
6. Akman O. Subsonic-transonic submerged intake design for a cruise missile. Diss. master of science in aerospace engineering. Ankara, 2014. 99 p.
7. Harris C.D. NASA supercritical airfoils. A matrix of family-related airfoils. NASA technical paper 2969. Hampton, Virginia: Langly Research Center, 1990. 72 p.
8. Shepshelovich M., Steinbuch M. Hybrid transonic-subsonic aerofoils. Patent US, no. 8186616 B2, 2012. (Publ. 29.05.2012).
9. Boychuk I.P. *Metod kompleksnogo aerodinamicheskogo modelirovaniya svobodno letayushchey modeli «planer-dvigatel'»*. *Avtoreferat diss. kand. tekhn. nauk* [Method of complex aerodynamic modeling of a freely flying “airframe-engine” system. Extended abstract of Cand. Sci. (Eng.) Dissertation]. Kharkov, 2012. 21 p.

10. Ambrożewicz M.V., Kornev A.V., Sereda V.A. A low resource submodel of turbo-jet engine. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2016. No. 1 (128). P. 44-52. (In Russ.)
11. Druzhinin E.D., Chmovzh V.V., Kornev A.V. Application of aerodynamic design methods while life cycle implementation for advanced aeronautical engineering development. *Systems of Arms and Military Equipment*. 2011. No. 4 (28). P. 48-57. (In Russ.)
12. Polikovskiy V.I. *Samoletnye silovye ustanovki* [Aircraft power plants]. Moscow: Oborongiz Publ., 1952. 600 p.
13. Küchemann D., Weber J. *Aerodynamics of Propulsion*. New York: McGraw Hill, 1953. 340 p.
14. Devnin S.I. *Aerogidromekhanika plokhoobtekaemykh konstruktsiy. Spravochnik* [Aero hydrodynamics of high-drag bodies]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1983. 332 p.

О НЕКОТОРЫХ ВОПРОСАХ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РАБОТ В АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

© 2017

- В. Ю. Корчак** доктор экономических наук, профессор, Председатель Секции прикладных проблем при Президиуме РАН; Российская академия наук, Москва; lak2004@yandex.ru
- В. В. Кузнецов** доктор технических наук, профессор, заместитель руководителя информационно-аналитического центра «Наука»; Российская академия наук, Москва; VVKuznecov@presidium.ras.ru
- И. Л. Борисенков** кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель Председателя Секции прикладных проблем при Президиуме РАН; Российская академия наук, Москва; borisenkov46@yandex.ru
- Г. И. Леонович** доктор технических наук, профессор, начальник Поволжского отделения Секции прикладных проблем при Президиуме РАН; leogil@mail.ru
- С. В. Лукачѐв** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королѐва; lucachev@ssau.ru
- В. В. Бирюк** доктор технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королѐва; teplotex_ssau@bk.ru

Рассмотрены некоторые вопросы научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в авиационной отрасли, связанные с обеспечением их эффективности. Особое внимание уделено научно-техническому заделу в области авиационного двигателестроения. Определены основные составляющие: типовые требования к авиационным двигателям, их составным частям, комплектующим изделиям, материально-техническому обеспечению; требования к процессам создания, производства, условиям применения и эксплуатации, ремонта, хранения, утилизации; опережающие типовые или уже реализованные в образцах авиационной техники технические решения. Выделены ключевые направления: аддитивные технологии и аддитивное производство – системы создания/выращивания оптимальных материальных объектов, в первую очередь, 3D принтинг (селективное лазерное спекание, сплавление), инфузионные и РИМ-технологии, методы обработки поверхности, развитие бионики и применение ячеистых и/или композитных структур с оптимальной микроструктурой; математическое моделирование и суперкомпьютерный инжиниринг, позволяющие оптимизировать различные характеристики и процессы аддитивного производства.

Авиационная техника; авиационное двигателестроение; научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы; научно-технический задел; эффективность.

Цитирование: Корчак В.Ю., Кузнецов В.В., Борисенков И.Л., Леонович Г.И., Лукачѐв С.В., Бирюк В.В. О некоторых вопросах научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в авиационной отрасли // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 60-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-60-64

1. Наука пятого и шестого технологического укладов в различных формах и проявлениях приводит к качественным изменениям в высокотехнологичных отраслях техники, в том числе авиационной.

Исторически развитие авиации было направлено на преодоление барьеров по максимальной высоте и максимальной скорости полёта. Концепция самолёта, как и любой сложной технической разработки, предполагает два «коридора» развития: «мягкие» инновации (модернизация существующих моделей) и революционные прорывы.

Можно выделить несколько сегментов, в которых в той или иной степени проявляются революционные, переломные моменты технологической эволюции авиационной техники: двигатели летательных аппаратов, новые конструкционные материалы и покрытия, бортовое оборудование, авиационное топливо.

Революционность отдельных достижений и решений при создании авиационной техники не отменяет рыночный контекст, который определяется парадигмой экономического развития. Она проявляется прежде всего в новых бизнес-моделях и ином характере конкуренции. Конкурентность продукции на внешнем и внутреннем рынках в настоящее время определяется не «неограниченными» бюджетами и технологическим совершенством, а лучшим соотношением «цена–качество».

Гиганты мировой гражданской авиаиндустрии, как правило, отдают предпочтение «мягкому» сценарию развития. Акцент на совершенствование обусловлен сложными взаимосвязанными факторами, такими как высокая стоимость производства, проблемы перехода на новые виды топлива, конструкционных материалов и т.п.

2. Создание новой авиационной техники представляет собой сложный многоплановый процесс, одним из важнейших элементов которого являются этапы научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР).

Эффективность НИОКР определяющим образом зависит от умения заказчиков совместно с организациями академической и отраслевой науки, высшей школы и промышленности формировать опережающий научно-технический задел (НТЗ) для создания и модернизации авиационной техники и затем рационально его использовать путём обоснования и формулировки требований в тактико-технических заданиях на НИОКР.

Отечественный и зарубежный опыт проведения НИОКР в авиационной отрасли свидетельствует, что из всего многообразия разноплановых и распределённых по времени на всех этапах жизненного цикла авиационной техники составляющих эффекта и затрат целесообразно выделять поисковые и прогнозные работы (долгосрочные проблемно-ориентированные исследования, предконкурентные исследования, конкурентные исследования и разработки) и имеющийся научно-технический задел.

На ранних этапах НИОКР производится формирование и структурирование замыслов, изыскание путей и обоснование возможностей создания новых и модернизации существующих образцов авиационной техники, осуществляется формирование их облика, отвечающего ранее установленным требованиям, с последующей реализацией разработанных изделий на существующей промышленной основе.

Часто открытия и решения уже существуют на уровне принципов, но они в текущее время технически нереализуемы или требуют слишком больших денежных затрат. Это, по сути, свидетельствует о том, что современные технологии и наука недостаточно развиты, чтобы обеспечить экономическую окупаемость изобретений. Таким образом, исследования направлены также и на выявление, устранение или обоснование невозможности устранения базовых причин, объясняющих, с какими затруднениями сталкивается современная наука и технологии.

Выделение базовых ограничений в сфере знаний и технологий позволяет понять и расширить многие границы в специализированных технологических сферах, что требу-

ет тесного сотрудничества, проведения консультаций и обсуждений между разнообразными группами и коллективами.

На этом уровне закладываются и фиксируются все достижимые преимущества и сопутствующие недостатки, которые затем окончательно проявляются в процессе эксплуатации и утилизации авиационной техники. Следует учитывать, что после завершения последнего этапа НИОКР изменение полученных тактико-технических характеристик и других показателей становится уже практически невозможным.

Поэтому все этапы НИОКР являются одинаково важными, определяющими перспективность и технико-экономическую эффективность создаваемого образца авиационной техники. При этом степень риска получения результата, не достигающего заданных показателей, от этапа к этапу должна сокращаться.

3. Под научно-техническим заданием можно понимать комплекс научно-технических решений, пригодных для использования при создании авиационной техники и полученных на определённый момент времени в результате выполнения фундаментальных, поисковых и прикладных научно-исследовательских работ, в виде новых перспективных решений и решений, реализованных в эксплуатируемых образцах авиационной техники.

При этом к НТЗ целесообразно относить только те технические решения, показатели и характеристики которых закреплены в соответствующих нормативно-технических документах и доступны заказчикам этапов НИОКР и их исполнителям.

Основными составляющими НТЗ применительно к авиационному двигателестроению предлагается считать:

- типовые требования к авиационным двигателям, их составным частям, комплектуемым изделиям, материально-техническому обеспечению и др.;
- требования к процессам создания, производства, условиям применения и эксплуатации, ремонта, хранения, утилизации и др.;
- опережающие типовые или уже реализованные в образцах авиационной техники технические решения (унифицированные компоненты авиационных двигателей, базовые технологии, серийные технологии и др.);
- стандартные изделия, типоразмерные и параметрические ряды, ограничительные перечни и др.;
- разрабатываемые, закупаемые или эксплуатируемые авиационные двигатели, их составные части и расходные материалы.

В области создания авиационных двигателей специалисты выделяют два ключевых направления формирования научно-технического задела и развития инновационных производственных технологий:

- аддитивные технологии и аддитивное производство – системы создания/выращивания оптимальных материальных объектов, в первую очередь, 3D принтинг (селективное лазерное спекание, сплавление и т.д.), инфузионные и РИМ-технологии, методы обработки поверхности, развитие бионики и применение ячеистых и/или композитных структур с оптимальной микроструктурой и т.д., а также обеспечение аддитивного производства соответствующими «расходными материалами» (например, металлопорошковыми композициями);
- математическое моделирование и суперкомпьютерный инжиниринг, позволяющие оптимизировать различные характеристики (прочность, вес, долговечность, надёжность и т.д.), а также оптимизировать процессы аддитивного производства – создавать многофункциональные и «умные» изделия, обеспечивать глобальную конкурентоспособность продукции.

Общие принципы формирования и продвижения НТЗ от замысла до изделия одинаковы как для «мягкого», так и для революционного сценария. Отдельные различия имеют место, когда при реализации прорывных или легко реализуемых идей некоторые этапы, количество итерационных циклов между ними могут пропускаться, объединяться и сокращаться.

4. В заключение отметим следующее. Во-первых, в результате распада Советского Союза произошло разрушение части ключевых кооперационных связей между научными сообществами и авиационно-промышленным комплексом бывших союзных республик. В результате существенно снизились возможности по созданию сложных, требующих крупных инвестиций образцов авиационной техники и авиационного двигателестроения.

Во-вторых, принятые результативные меры по развитию авиационного сектора экономики за последние годы привели к значительному росту объёма поставок новой и модернизированной авиатехнической продукции в РФ и зарубежным покупателям с выходом России на передовые места по объёму продаж.

В-третьих, из-за введения известных санкций деятельность ряда российских авиационных предприятий была ограничена. И хотя эти санкции пока не ухудшают положения российских предприятий авиационной отрасли, но они создают риск для экспортных контрактов, а также могут замедлить темпы создания новых видов авиационной техники.

В-четвёртых, в результате возрождения партнёрства РАН, высшей школы и производства, курируемого на уровне Госзаказа, помимо непосредственно авиатехнической продукции создаются предпосылки для формирования конкурентоспособных структур, которые смогут органично вписаться в систему отечественного авиадвигателестроения и международного рынка наукоёмких авиатехнологий и продукции.

SOME ISSUES OF RESEARCH AND DEVELOPMENT IN AVIATION INDUSTRY

© 2017

- | | |
|-------------------------|---|
| V. Y. Korchak | Doctor of Economics, Professor, President of the Section of Applied Problems of the Presidium of the RAS;
Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation;
lak2004@yandex.ru |
| V. V. Kuznetsov | Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Head of Information and Analysis Center "Nauka";
Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation;
VVKuznecov@presidium.ras.ru |
| I. L. Borisenkov | Candidate of Science (Engineering), senior research fellow, Deputy Chairman of the Section of Applied Problems of the Presidium of the RAS;
Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation;
borisenkov46@yandex.ru |
| G. I. Leonovich | Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Volga Division of the Section of Applied Problems of the Presidium of the Russian Academy of Sciences;
leogil@mail.ru |
| S.V. Lukachev | Doctor of Science (Engineering), Professor, Honored Worker of Higher Education, Head of the Department of Heat Engineering and Heat Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
lucachev@ssau.ru |
| V. V. Biryuk | Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Heat Engineering and Heat Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
teplotex_ssau@bk.ru |

The paper is devoted to some issues of ensuring the efficiency of research and development in the field of aviation industry. Special attention is given to the groundwork in the area of aircraft engine building. We specify the basic standard requirements to aircraft engines, their parts and components, logistic support; requirements to the processes of creating, manufacturing, conditions of operation and maintenance, overhaul, storing, disposal; leading standard technologies or those already implemented in aircraft items. We point out the key areas of activity: additive technologies and additive manufacturing – systems of producing/growing optimal material objects, first of all, 3D printing (selective laser sintering, fusion), infusion and PIM-technologies, methods of surface treatment, development of bionics and use of honeycomb or composite structures with an optimal microstructure; mathematical modeling and supercomputer engineering to optimize various characteristics and processes of additive manufacturing.

Aircraft; aircraft engine building; research and development; technology advance; efficiency.

Citation: Korchak V.Y., Kuznetsov V.V., Borisenkov I.L., Leonovich G.I., Lukachev S.V., Biryuk V.V. Some issues of research and development in aviation industry. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 60-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-60-64.

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2017

А. В. Кузнецов аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
a.v.kuznetsov91@mail.ru

Г. М. Макарьянц доктор технических наук, доцент, профессор кафедры автоматических систем
энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
georgy.makaryants@gmail.com

В процессе создания систем автоматического управления (САУ) газотурбинных двигателей (ГТД) широкое применение находят стендовые установки, в которых работа двигателя имитируется с помощью математической модели. Такая модель должна обладать высокой точностью в условиях достаточно быстрого расчёта основных параметров двигателя как на установившихся режимах, так и на переходных процессах. В статье на основе данных, полученных из обобщённой характеристики двигателя, с помощью построения зависимости ускорения ротора от его частоты вращения и расхода топлива в камеру сгорания в каждый момент времени разработана имитационная модель малоразмерного газотурбинного двигателя JetCat P-60. Проведено сравнение результатов моделирования работы двигателя с экспериментальными данными, полученными при увеличении режима работы ГТД. Получено среднее значение ошибки моделирования: при нормальных условиях – 1,04 %; при температуре 249 К – 2,58 %, что является приемлемым для адекватной имитации работы ГТД на стенде.

Малоразмерный газотурбинный двигатель; обобщённая характеристика; математическая модель; система автоматического управления, JetCat.

Цитирование: Кузнецов А.В., Макарьянц Г.М. Имитационная модель малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 65-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-65-74

Введение

Повышенное внимание к обеспечению требуемой надёжности и экономичности газотурбинных двигателей (ГТД) вызвало потребность в исследованиях, направленных на увеличение точности работы их систем автоматического управления (САУ). Одним из этапов разработки САУ ГТД является доводка на специализированном стенде, оборудованном математической моделью двигателя (полунатурном стенде). Такой стенд существенно сокращает объём работ по дальнейшим испытаниям САУ на двигателе и летательном аппарате. При этом важным вопросом является создание точной, нелинейной математической модели ГТД, позволяющей достаточно быстро рассчитывать изменение во времени основных параметров двигателя, используемых в процессе управления. Таким образом, задачей математической модели является адекватная имитация динамических процессов, возникающих в ходе приёмыстости, поддержании режима работы и торможении двигателя.

Существующие математические модели ГТД [1] не в полной мере подходят к использованию на полунатурном стенде. Термодинамическая модель является достаточно точной, однако время расчёта по ней зачастую превышает время отклика реального ГТД [2 – 7]. Модели, использующие линейные дифференциальные уравнения, обладают приемлемым быстродействием, однако они имеют меньшую точность, т.к. представляют собой образ нелинейной системы – газотурбинного двигателя в определённой

рабочей точке, а значит при отходе от неё будет увеличиваться погрешность моделирования [8; 9]. Наиболее подходящими для применения на полунатурном стенде являются регрессионные модели ГТД. Однако используемый для этих целей метод нейронных сетей чрезвычайно требователен к обучающей выборке [10 – 13]. Это требует проведения большого объёма экспериментальных исследований, что зачастую неприемлемо в реальных условиях процесса проектирования ГТД. Поэтому возникает задача разработки модели ГТД, базирующейся на данных, получаемых в процессе стандартных испытаний при проектировании двигателя и не требующих дополнительных расчётов или экспериментов.

Поэтому целью работы является создание нелинейной динамической модели двигателя, предназначенной для имитации его работы на полунатурном стенде и базирующейся на данных, полученных по обобщённой характеристике ГТД.

Методика моделирования

Модель строится на основе экспериментальной зависимости ускорения ротора от частоты вращения и расхода топлива на основе обобщённой характеристики двигателя. Для этого обобщённая характеристика рассекается горизонтальными линиями, соответствующими постоянным величинам расхода топлива. Эти линии постоянных расходов пересекают три кривых – кривую разгона, дроссельную кривую и кривую торможения. Из точек пересечения берутся значения частоты вращения ротора и соответствующее для этой частоты ускорение. Проводится линейная интерполяция для определения зависимости ускорения ротора от расхода топлива и частоты вращения ротора двигателя. По ускорению ротора вычисляется его частота вращения, которая является искомой величиной.

Для построения дроссельной характеристики берутся значения расхода топлива и частоты вращения на установившихся режимах. Для разгонной и тормозной характеристик значения берутся с графика переходных процессов. Для определения ускорения в некоторой точке значение частоты вращения ротора двигателя в этой точке n_i вычитается из значения в следующей за ней точке n_{i+1} :

$$\frac{dn_i}{dt} = \frac{n_{i+1} - n_i}{\Delta t},$$

где n – частота вращения ротора, об/мин; i – индекс шага; Δt – шаг по времени.

В крайних точках графика, соответствующих режиму малого газа и максимальному режиму, значения ускорений принимаются равными нулю.

Для учёта изменения характеристик двигателя при изменении температуры и давления окружающей среды (ОС) использовано приведение параметров двигателя к нормальным условиям [14]. Изменения давления ОС незначительны. Поэтому принято допущение, что оно равно нормальному и учитывается только влияние температуры.

Результаты моделирования

Определение исходных данных. Для построения обобщённой характеристики двигателя проведены его натурные испытания. В качестве объекта исследования выбран малоразмерный газотурбинный двигатель JetCat P60. Для определения дроссельной характеристики задавался определённый ступенчатый управляющий сигнал на ручке управления тягой (РУТ), величина которого была получена путём разбиения диапазона рабочих режимов на 12 частей (такое число было выбрано из удобства поль-

зования шкалой, установленной на РУТ в этом двигателе). По величине управляющего сигнала с РУТ контроллер двигателя подаёт необходимое напряжение на насос-дозатор топлива. Во время работы двигателя информация о частоте вращения ротора и напряжении на топливном насосе записывалась на встроенный в систему управления двигателем контроллер. Результаты испытаний двигателя для получения дроссельной характеристики приведены на рис. 1.

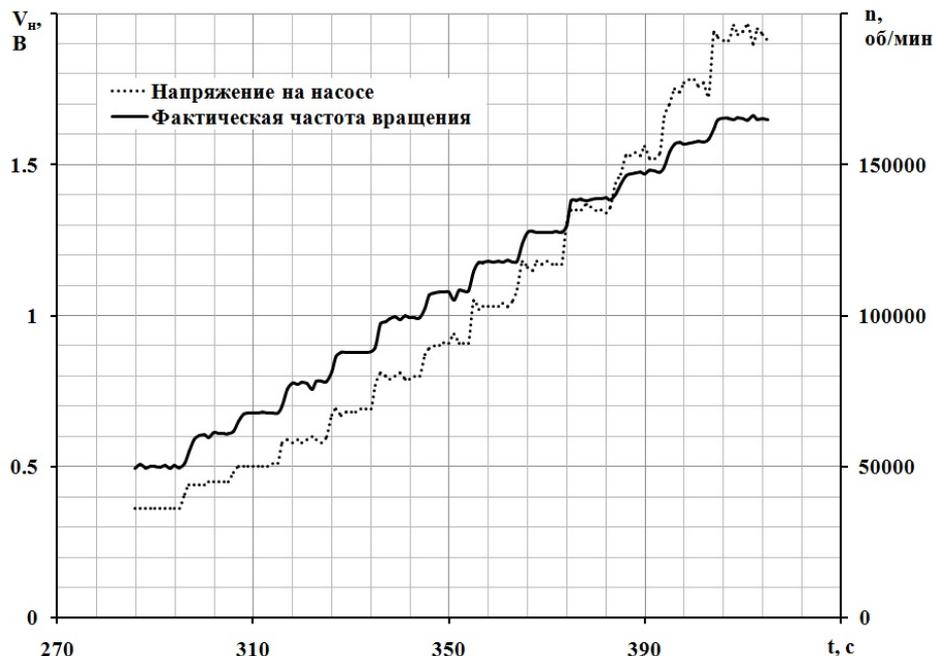


Рис. 1. Переходный процесс двигателя для определения дроссельной характеристики

Разгонная и тормозная характеристики определялись путём ступенчатого переключения РУТ из положения малого газа на максимальный режим и обратно с небольшой паузой между переходными процессами (рис. 2).

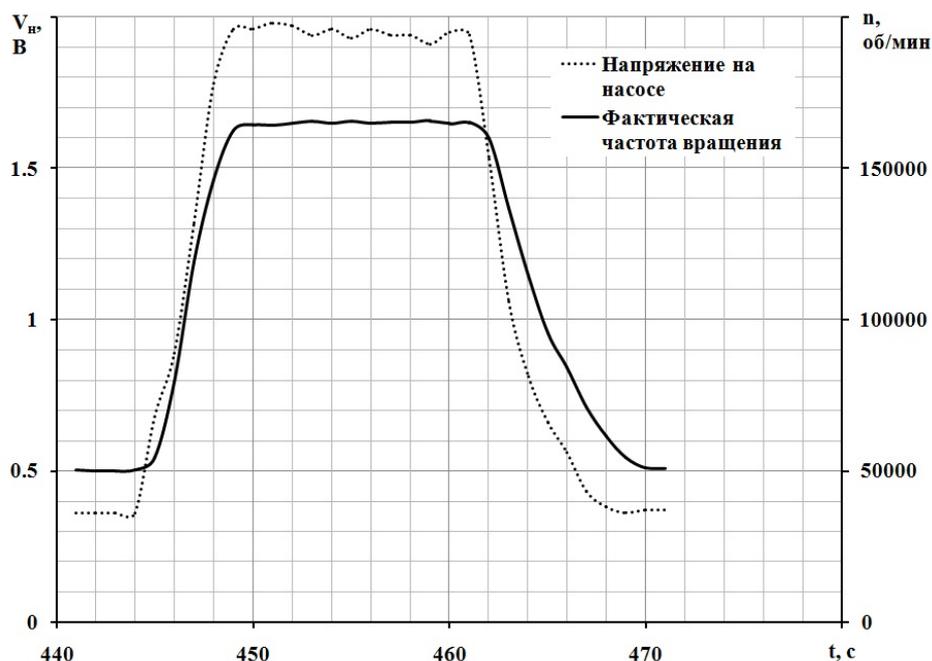


Рис. 2. Переходный процесс двигателя для определения динамических характеристик

Полученные результаты сведены в график обобщённой характеристики двигателя (рис. 3). Расход топлива определяется по напряжению, исходя из условия, что на 1 В напряжения, подаваемого на насос, расход топлива равен 1,633 г/с. Данные о расходе получены из информации о технических характеристиках JetCat P60.

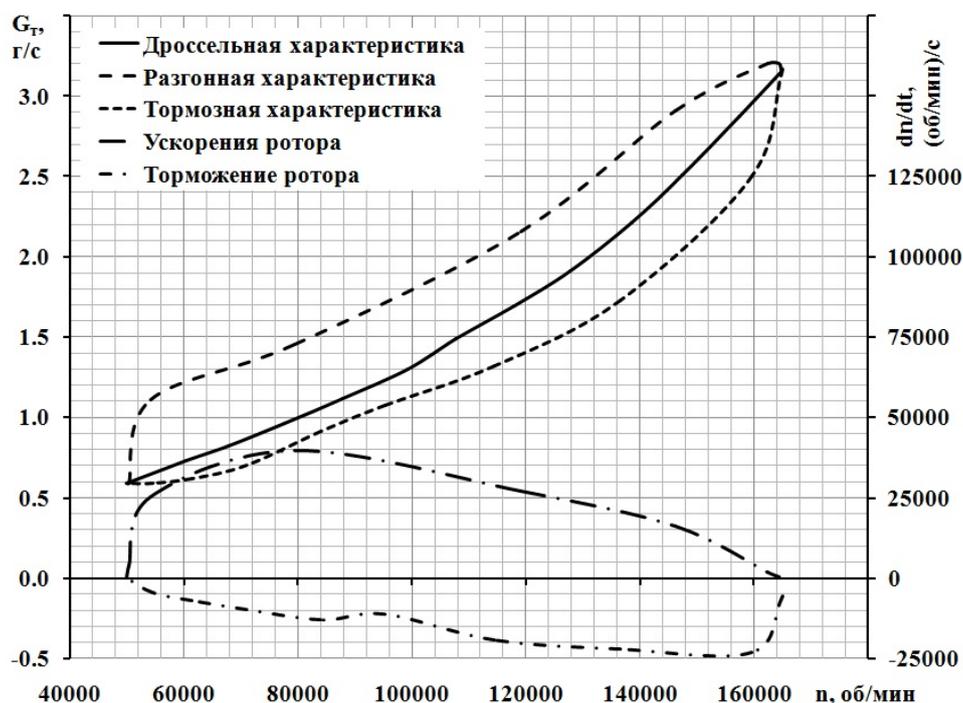


Рис. 3. Обобщённая характеристика двигателя

Разработка нелинейной модели. Результаты сечений обобщённой характеристики по расходам топлива представлены в табл. 1.

Таблица 1. Зависимость ускорения ротора от частоты вращения и расхода топлива

	$G_{T_{np}}$, г/с	Ускорение ротора	Дроссельная характеристика	Торможение ротора
n_{np} , об/мин	0,6	49907	49907	49907
dn_{np} / dt , (об/мин)/с		0	0	0
n_{np} , об/мин	1.0	52000	80000	90000
dn_{np} / dt , (об/мин)/с		20000	0	-11000
n_{np} , об/мин	1.5	82000	108000	126000
dn_{np} / dt , (об/мин)/с		40000	0	-21000
n_{np} , об/мин	2.0	112000	132000	146000
dn_{np} / dt , (об/мин)/с		30000	0	-24000
n_{np} , об/мин	2.5	132000	148000	160000
dn_{np} / dt , (об/мин)/с		22500	0	-22500
n_{np} , об/мин	3.0	150000	160000	164000
dn_{np} / dt , (об/мин)/с		13000	0	-10000
n_{np} , об/мин	3.2	164895	164895	164895
dn_{np} / dt , (об/мин)/с		0	0	0

Приведённые в табл. 1 данные линейно интерполируются. Визуализация линейной интерполяции представлена на рис. 4, где пунктирной линией обозначена область работы двигателя. При выходе за границы алгоритм продолжит свою работу и будет экстраполировать полученные значения. Физически это сопоставимо с тем, что двигатель выходит из области устойчивых режимов работы. Созданная модель не позволяет корректно рассчитывать динамические процессы на неустойчивых режимах работы двигателя.

Функция для линейной интерполяции двухмерных массивов реализована в MatLab/Simulink в виде блока Matlab Function. По введённым в этот блок значениям расхода топлива и частоты вращения рассчитывается соответствующее ускорение ротора двигателя, которое затем интегрируется и в виде обратной связи поступает в интерполяционную функцию в виде частоты вращения (рис. 5). Начальное значение интегратора равно частоте вращения на малом газе и составляет 50000 об/мин.

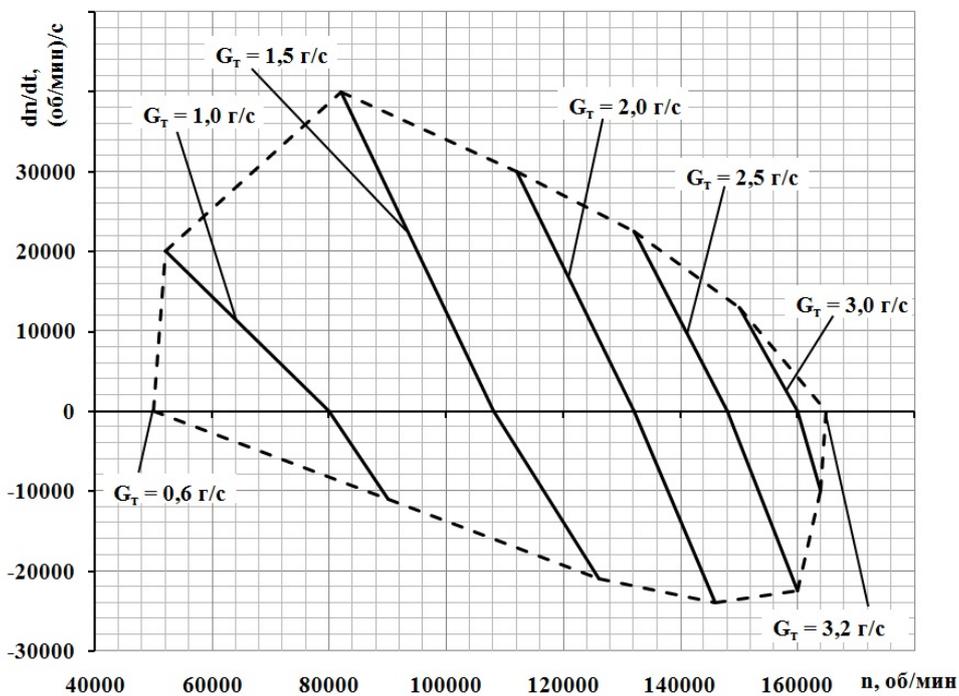


Рис. 4. Линейная интерполяция по расходу топлива и частоте вращения ротора

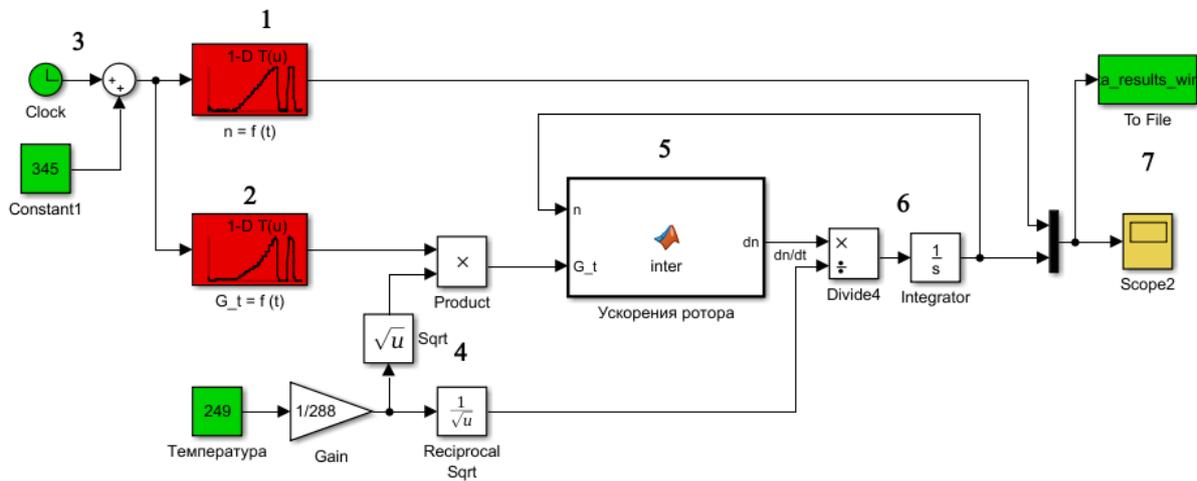


Рис. 5. Нелинейная модель двигателя в MatLab/Simulink

Модель двигателя в MatLab/Simulink (рис. 5) работает следующим образом: в табличных блоках 1 и 2 занесены данные по частоте вращения и расходу топлива, полученные в результате испытаний в зависимости от времени 3; коэффициент перевода физических величин в приведённые реализован набором блоков 4; интерполяция производится в блоке 5; результат вычислений переводится из приведённых значений в физические в блоках 6; данные из блоков 1 и 6 передаются в 7 для записи в файл и визуализации.

Верификация модели. Первый запуск двигателя проводился при температуре окружающего воздуха 15° С (288 К). Переходные и установившиеся процессы двигателя и его модели представлены на рис. 6, а на рис. 7 представлена величина ошибки модели по времени. Средняя ошибка полученной модели по времени моделирования составила 1,04 %, а среднеквадратичное отклонение – 1356 об/мин.

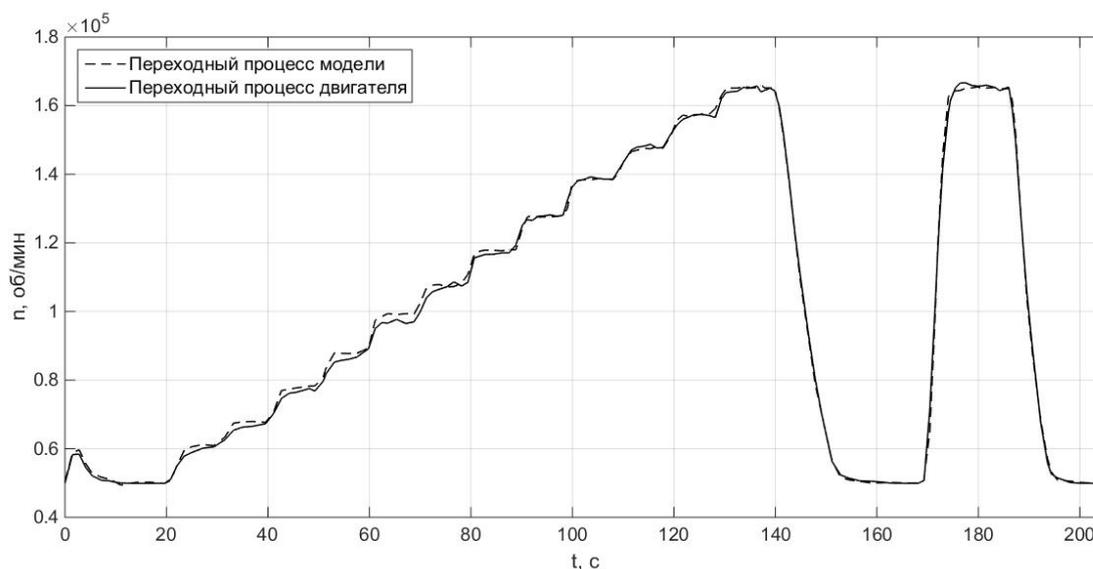


Рис. 6. Переходные и установившиеся процессы модели и двигателя на первом запуске

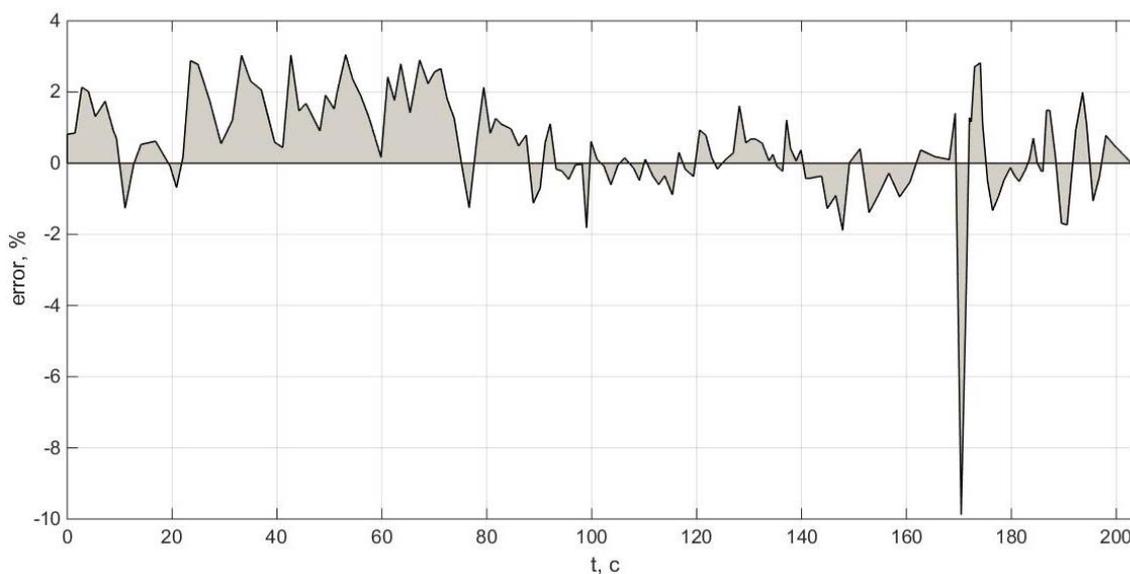


Рис. 7. Величина ошибки модели по времени при первом запуске

Второй запуск двигателя проводился при температуре окружающего воздуха – 24°C (249 К). Переходные и установившиеся процессы двигателя и его модели представлены на рис. 8, а на рис. 9 представлена величина ошибки модели по времени. Средняя ошибка полученной модели по времени моделирования составила 2,58%, а среднеквадратичное отклонение – 2487 об/мин.

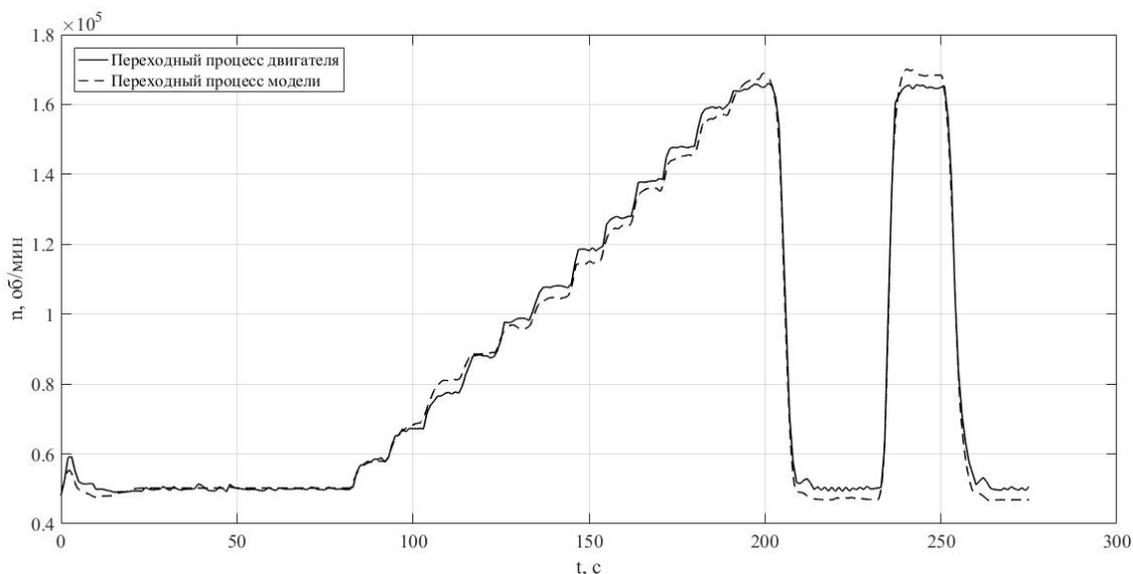


Рис. 8. Переходные и установившиеся процессы модели и двигателя на втором запуске

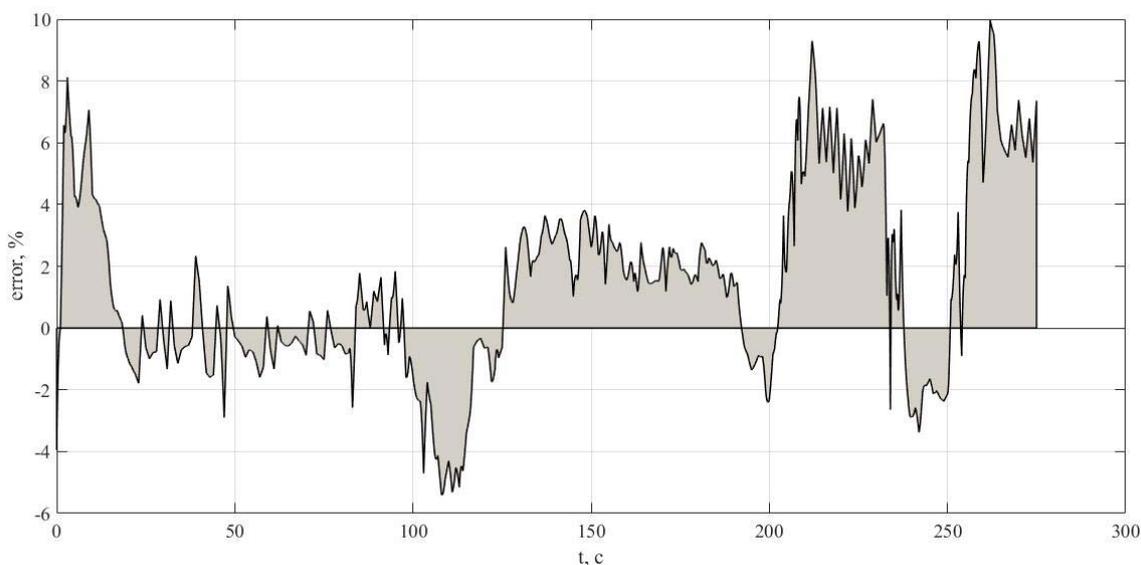


Рис. 9. Величина ошибки модели по времени на втором запуске

При температуре, близкой к нормальной (288 К), модель показала более точные результаты, чем при температуре 249 К. Это связано с тем, что модель создавалась на основе результатов запуска при температуре 288 К. Кроме того, приведение параметров к стандартным условиям даёт точные результаты только в небольшой окрестности от нормальных условий. Чем сильнее отклонение от них, тем больше погрешность вычислений [13]. Применение приведённых параметров в рассматриваемом случае было оправданно, потому что испытания проводились при нулевой скорости набегающего потока, при нормальном давлении и при небольшом диапазоне изменения температуры

воздуха, и поэтому влияние окружающей среды на результаты моделирования было незначительным. Точность модели может быть улучшена при проведении испытаний двигателя для получения дополнительных кривых ускорения ротора.

Заключение

Разработанная модель малоразмерного газотурбинного двигателя JetCat P-60 учитывает нелинейность статической характеристики двигателя за счёт построения зависимости ускорения ротора от расхода топлива и частоты вращения ротора двигателя в каждый момент времени. Результаты моделирования показали среднее значение ошибки модели при нормальных условиях равным 1,04% и 2,58% при температуре 249 К.

Библиографический список

1. Гольберг Ф.Д., Батенин А.В. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления. М.: Московский авиационный институт, 1999. 79 с.
2. Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н., Остапюк Я.А., Филинов Е.П. Автоматизированная система для виртуальных испытаний газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5(47), ч. 3. С. 113-119.
3. Badami M., Ferrero M.G., Portoraro A. Dynamic parsimonious model and experimental validation of a gas microturbine at part-load conditions // Applied Thermal Engineering. 2014. V. 75. P. 14-23. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.047
4. Arsalis A. Thermoeconomic modeling and parametric study of hybrid SOFC-gas turbine-steam turbine power plants ranging from 1.5 to 10MWe // Journal of Power Sources. 2008. V. 181, Iss. 2. P. 313-326. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2007.11.104
5. Hosseinalipour S.M., Razaghi E., Abdolahi M. Static and dynamic mathematical modeling of a micro gas turbine // Journal of Mechanics. 2013. V. 29, Iss. 02. P. 327-335. DOI: 10.1017/jmech.2013.3
6. Бойко Л.Г., Карпенко Е.Л., Ахтеменко Ю.Ф. Метод расчёта газотермодинамических параметров ГТД с повенцовым описанием осевого многоступенчатого компрессора // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3 (41), ч. 2. С. 31-39.
7. Ахмедзянов Д.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных ГТД // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2006. Т. 7, № 1. С. 36-46.
8. Шендалева Е.В. Модели газотурбинных двигателей в пространстве состояний: динамический аспект // Вестник Сибирской государственной автомобильно-дорожной академии. 2012. № 5 (27). С. 106-111.
9. Гимадиев А.Г., Шахматов Е.В., Шорин В.П. Системы автоматического регулирования авиационных ГТД: учеб. пособие. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1990. 120 с.
10. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a shaft gas turbine // Applied Thermal Engineering. 2015. V. 93. P. 368-376. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.074
11. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines // Applied Energy. 2013. V. 108. P. 137-148. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.03.016

12. Tayarani-Bathaie S.S., Vanini Z.N.S., Khorasani K. Dynamic neural network-based fault diagnosis of gas turbine engines // *Neurocomputing*. 2014. V. 125. P. 163-165.

DOI: 10.1016/j.neucom.2012.06.050

13. Кузнецов А.В., Макарьянц Г.М. Разработка нейросетевой модели малоразмерного газотурбинного двигателя // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2016. Т. 15, № 2. С. 131-144.

DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-131-144.

14. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2003. 616 с.

MICRO GAS TURBINE ENGINE IMITATION MODEL

© 2017

A. V. Kuznetsov postgraduate student; Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; a.v.kuznetsov91@mail.ru

G. M. Makaryants Doctor of Science (Engineering), Assistant Professor; Professor of the Department of Power Plants Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; georgy.makaryants@gmail.com

Benches are widely used in the process of creating automatic control systems (ACS) for gas turbine engines (GTE). The engine work is simulated via mathematical models. The model is supposed to be highly accurate in conditions of quite rapid calculation of the engine main parameters in both steady-state conditions and transient processes. A simulation model of a micro gas turbine Jet Cat P-60 engine is presented in the article. The model is based on the data obtained from generalized engine performance. A simulation model of a small-sized gas turbine engine is developed by plotting the rotor acceleration against the rotor rotational speed and the combustion chamber fuel consumption at each moment of time. The results of simulating the engine operation are compared with the experimental data obtained with increasing the GTE operation mode. The average modeling error value is obtained: 1.04% (ambient temperature is 288 K), 2.58% (249 K). It is acceptable for an adequate simulation of the GTE bench performance.

Micro gas turbine engine; generalized performance; mathematical model; automatic control system; JetCat.

Citation: Kuznetsov A.V., Makaryants G.M. Micro gas turbine engine imitation model. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 65-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-65-74

References

1. Gol'berg F.D., Batenin A.V. *Matematicheskie modeli gazoturbinnnykh dvigateley kak ob"ektov upravleniya* [Mathematical models of gas turbine engines as objects of control]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1999. 79 p.

2. Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Krupenich I.N., Ostapuk Ya.A., Filinov E.P. Computer-aided system of virtual gas turbine engine testing. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5(47), part 3. P. 113-119. (In Russ.)

3. Badami M., Ferrero M.G., Portoraro A. Dynamic parsimonious model and experimental validation of a gas microturbine at part-load conditions. *Applied Thermal Engineering*. 2014. V. 75. P. 14-23. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.047

4. Arsalis A. Thermo-economic modeling and parametric study of hybrid SOFC-gas turbine-steam turbine power plants ranging from 1.5 to 10MWe. *Journal of Power Sources*. 2008. V. 181. P. 313-326. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2007.11.104

5. Hosseinalipour S.M., Razaghi E., Abdolahi M. Static and dynamic mathematical modeling of a micro gas turbine. *Journal of Mechanics*. 2013. V. 29, Iss. 02. P. 327-335. DOI: 10.1017/jmech.2013.3

6. Boyko L.G., Karpenko E.L., Ahtemenko Yu. Method of calculating GTE gas-thermodynamic parameters with blade row description of an axial multistage compressor. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3 (41), part 2. P. 31-39. (In Russ.)

7. Akhmedzyanov D.A. Non-stable regimes of aviation GTE. *Vestnik UGATU*. 2006. V. 7, no. 1. P. 36-46. (In Russ.)

8. Shendaleva E.V. Gas turbine engine simulation in state space: dynamic aspect. *Vestnik SibADI*. 2012. No. 5 (27). P. 106-111. (In Russ.)

9. Gimadiev A.G., Shakhmatov E.V., Shorin V.P. *Sistemy avtomaticheskogo regulirovaniya aviatsionnykh GTD: uchebnoe posobie* [Aircraft gas turbine engine automatic control systems]. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1990. 120 p.

10. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a shaft gas turbine. *Applied Thermal Engineering*. 2015. V. 93. P. 368-376. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.074

11. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines. *Applied Energy*. 2013. V. 108. P. 137-148. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.03.016

12. Tayarani-Bathaie S.S., Vanini Z.N.S., Khorasani K. Dynamic neural network-based fault diagnosis of gas turbine engines. *Neurocomputing*. 2014. V. 125. P. 163-165. DOI: 10.1016/j.neucom.2012.06.050

13. Kuznetsov A.V., Makaryants G.M. Development of a neural network model of a micro gas turbine engine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 131-144. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-131-144

14. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 616 p.

КРИТЕРИАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРОДЛЕНИЯ НАЗНАЧЕННЫХ РЕСУРСОВ ХВОСТОВЫХ ВАЛОВ ВЕРТОЛЁТОВ

© 2017

О. Ф. Машошин доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой;
Московский государственный технический университет гражданской авиации;
o.mashoshin@mstuca.aero

Р. Л. Семенихин кандидат технических наук, инженер по сопровождению эксплуатации вертолётов;
АО «Хеливерт», пос. Томилино, Московская область;
airroman1980@gmail.com

Одной из проблем отечественного вертолётостроения являются низкие показатели ресурсов элементов трансмиссии вертолётов отечественного производства по сравнению с зарубежными аналогами. Например, назначенный ресурс хвостового вала вертолёта Ми-2 составляет 4500 ч, межремонтный 1500 ч. Межремонтный ресурс хвостового вала аналогичных по классу вертолётов Bell 429 составляет 3200 ч, Eurocopter AS350 – 3000 ч. Назначенный ресурс хвостовых валов вертолётов Bell 429 и Eurocopter AS350 не установлен. В связи с существенным ограничением финансирования работ по продлению ресурсов высоконагруженных элементов авиационных конструкций необходимо предложить другие пути оценки технического состояния данных элементов с целью продления ресурса, которые будут иметь меньшую трудоёмкость. Для решения этой задачи требуется введение новых критериев. Предложены и обоснованы новые критерии для оценки технического состояния хвостовых валов вертолётов с целью возможного продления их назначенных ресурсов. Данные критерии отображают изменение химических, физико-механических и прочностных свойств изделий с наработкой. При сравнении их с максимальными значениями можно сделать выводы о возможности продления ресурсов элементов конструкции трансмиссии вертолётов. Приведён пример расчёта этих показателей для хвостового вала вертолёта Ми-2, отработавшего назначенный ресурс 4500 ч.

Вертолёт; хвостовой вал; продление ресурсов; техническое состояние; критерии; химические свойства; физико-механические свойства; прочностные свойства.

Цитирование: Машошин О.Ф., Семенихин Р.Л. Критериальная оценка возможности продления назначенных ресурсов хвостовых валов вертолётов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 75-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-75-80

Введение

В процессе эксплуатации вертолётов происходит изменение химических, физико-механических и прочностных характеристик материала изделий, работающих в условиях сложного циклического нагружения. В частности известно, что обычно влияние наработки с преимущественно циклическим нагружением на стали типа «хромансиль» сказывается на соотношении C/Fe. В совокупности с эксплуатационными нагрузками соотношение C/Fe имеет тенденцию к увеличению, что приводит к так называемому охрупчиванию стали.

Для оценки возможности продления назначенного ресурса высоконагруженным элементам авиационных конструкций необходимо иметь точные данные о техническом состоянии изделия, об изменении характеристик в сравнении их с максимально допустимыми значениями. Предлагаются критерии, в наибольшей степени отражающие изменение химических, физико-механических и прочностных характеристик материала элементов хвостовой трансмиссии вертолётов с наработкой, и приводится пример расчёта этих критериев для хвостового вала трансмиссии вертолёта Ми-2.

Критерий определения изменения химических и физико-механических свойств изделий с наработкой по результатам экспериментов

В целях определения технического состояния для оценки возможности продления назначенного ресурса элементам хвостовой трансмиссии вертолёта проводятся исследования этих изделий, отработавших назначенный ресурс. В частности, выполняется определение химического состава материала, определение твёрдости и испытания на разрыв. После проведения экспериментальных исследований и получения данных по химическому составу, физико-механическим свойствам и твёрдости материала изделия (содержание углерода C , временное сопротивление разрыву σ_B , твёрдость по Роквеллу HRC), необходимо найти критерий, математический смысл которого заключается в объединении полученных величин для оценки максимально возможного отклонения характеристик материала изделия от характеристик нового изделия (не имеющего наработки).

Оценим отдельно изменения каждого из трёх параметров, предложив следующие критерии:

$\Delta\sigma_B$ – изменение временного сопротивления разрыву, %;

ΔC – изменение содержания углерода, %;

$\overline{\Delta HRC}$ – среднее изменение твёрдости по Роквеллу, %.

Эти показатели рассчитаем по формулам:

$$\Delta\sigma_B = \left| \frac{\sigma_{B0} - \sigma_{Bn}}{\sigma_{B0}} \right| 100, \quad (1)$$

где σ_{B0} – временное сопротивление разрыву изделия, имеющего наработку 0 часов; σ_{Bn} – временное сопротивление разрыву изделия, отработавшего назначенный ресурс;

$$\Delta C = \left| \frac{C_0 - C_n}{C_0} \right| 100, \quad (2)$$

где C_0 – содержание углерода в изделии, имеющем наработку 0 часов; C_n – содержание углерода в изделии, отработавшем назначенный ресурс;

$$\overline{\Delta HRC} = \frac{\left| \frac{HRC_{01} + HRC_{02}}{2} \right| - \left| \frac{\overline{HRC}_{n1} + \overline{HRC}_{n2}}{2} \right|}{\left| \frac{HRC_{01} + HRC_{02}}{2} \right|} 100, \quad (3)$$

где HRC_{01} – нижнее значение твёрдости по Роквеллу для нового изделия; \overline{HRC}_{n1} – среднее нижнее значение твёрдости по Роквеллу для изделия, отработавшего назначенный ресурс; HRC_{02} – верхнее значение твёрдости по Роквеллу для нового изделия; \overline{HRC}_{n2} – среднее верхнее значение твёрдости по Роквеллу для изделия, отработавшего назначенный ресурс.

Приведём расчёт этих критериев для вертолёта Ми-2. Экспериментальным путём в работе [1] для хвостового вала вертолёта Ми-2 были получены следующие данные:

$\sigma_{B0}=100,3$ кгс/мм²; $\sigma_{Bн}=100,3$ кгс/мм²; $C_0=0,31$; $C_n=0,29$; $HRC_{01}=28$; $HRC_{02}=35$;
 $\overline{HRC_{н1}}=29,3$; $\overline{HRC_{н2}}=31,5$.

Подставив эти значения в формулы (1), (2), (3), соответственно получим: $\Delta\sigma_B=0$;
 $\Delta C=6,45\%$; $\overline{\Delta HRC}=3,49\%$.

Чтобы сделать выводы о возможности продления ресурса изделия, необходимо сравнить полученные значения с соответствующими максимально допустимыми значениями. Как известно из [2; 3], минимально допустимое временное сопротивление разрыву составляет 90 кгс/мм², а допустимое содержание углерода в материале хвостового вала вертолёта Ми-2 (сталь 30ХН2МФА, ГОСТ 4543-71) составляет от 0,27 до 0,34 %. Допустимые значения твёрдости по Роквеллу определим из данных чертежа хвостового вала вертолёта Ми-2 и получим $HRC=28\dots35$.

Преобразуем формулы (1), (2), (3) для расчёта соответствующих максимально допустимых значений $\Delta\sigma_{Bmax}, \%$; $\Delta C_{max}, \%$; $\overline{\Delta HRC}_{max}, \%$:

$$\Delta\sigma_{Bmax} = \left| \frac{\sigma_{B0} - \sigma_{Bmin}}{\sigma_{B0}} \right| 100, \quad (4)$$

где σ_{B0} – временное сопротивление разрыву нового изделия; σ_{Bmin} – минимально допустимое временное сопротивление разрыву изделия;

$$\Delta C_{max} = \frac{\frac{C_{ГОСТ1} + C_{ГОСТ2}}{2} - C_{ГОСТ1}}{\frac{C_{ГОСТ1} + C_{ГОСТ2}}{2}} 100, \quad (5)$$

где $C_{ГОСТ1}$ – нижняя граница содержания углерода в изделии по данным ГОСТ 4543-71;
 $C_{ГОСТ2}$ – верхняя граница содержания углерода в изделии по данным ГОСТ 4543-71;

$$\overline{\Delta HRC}_{max} = \frac{\frac{HRC_{ГОСТ1} + HRC_{ГОСТ2}}{2} - HRC_{ГОСТ1}}{\frac{HRC_{ГОСТ1} + HRC_{ГОСТ2}}{2}} 100, \quad (6)$$

где $HRC_{ГОСТ1}$ – нижнее допустимое значение твёрдости по Роквеллу; $HRC_{ГОСТ2}$ – верхнее допустимое значение твёрдости по Роквеллу.

Очевидно, что для положительного вывода о возможности продления ресурса должны соблюдаться условия:

$$\Delta\sigma_B \leq \Delta\sigma_{Bmax}; \quad (7)$$

$$\Delta C \leq \Delta C_{max}; \quad (8)$$

$$\overline{\Delta HRC} \leq \overline{\Delta HRC}_{max}. \quad (9)$$

Подставляя численные значения в (4), (5), (6), для хвостового вала вертолѐта Ми-2 получаем: $\Delta\sigma_{B_{\max}}=10,27\%$; $\Delta C_{\max}=10\%$; $\overline{\Delta HRC}_{\max}=11,1\%$.

Для упрощения оценки возможности продления ресурса по результатам экспериментальных исследований свойств материала изделия, учитывая аддитивность свойств получаемой информации [4], введѐм критерий, обобщающий три предыдущих.

Обозначим этот критерий как $\Delta\mathcal{G}$, %. Математический смысл данного критерия – среднее отклонение химических и физико-механических свойств материала изделия с наработкой:

$$\Delta\mathcal{G} = \frac{\Delta\sigma_B + \Delta C + \overline{\Delta HRC}}{3}.$$

Для принятия решения о продлении ресурса данный показатель должен быть меньше среднего максимально допустимого значения. Поэтому необходимо определить среднее максимально допустимое значение $\Delta\mathcal{G}_{\max}$, %:

$$\Delta\mathcal{G}_{\max} = \frac{\Delta\sigma_{B_{\max}} + \Delta C_{\max} + \overline{\Delta HRC}_{\max}}{3}. \quad (10)$$

Подставляя полученные численные значения, получаем: $\Delta\mathcal{G}=3,31\%$; $\Delta\mathcal{G}_{\max}=10,45\%$.

Следовательно, требование (10) соблюдено и это позволяет сделать вывод о возможности продления назначенного ресурса хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2.

Оценка изменения запаса прочности вала с наработкой по результатам расчѐтов

Для определения допустимости полученных расчѐтным путѐм результатов введѐм ещё один критерий, оценивающий величину изменения запаса прочности вала в сравнении с допустимым параметром – ΔK_V , %.

Рассчитаем его по формуле

$$\Delta K_V = \frac{K_{V0} - K_{Vn}}{K_{V0}} 100, \quad (11)$$

где K_{V0} – запас прочности нового изделия; K_{Vn} – запас прочности изделия, отработавшего назначенный ресурс.

Для исследуемого хвостового вала имеем [5]: $K_{V0}=2,7$; $K_{Vn}=2,68$, и из (11) следует, что $\Delta K_V = 0,74\%$.

Следовательно, запас прочности хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2 после отработки назначенного ресурса 4500 ч снизился на 0,74%.

Для заключения о возможности продления ресурса изделий необходимо сравнить полученное значение изменения запаса прочности с максимально допустимым. Как известно из [6], минимальный запас прочности для изделия из стали, подвергающегося длительному нагружению, равен 1,5. Преобразуем (11) для расчѐта максимального допустимого изменения запаса прочности $\Delta K_{V_{\max}}$, %:

$$\Delta K_{V_{\max}} = \frac{K_{V_0} - K_{V_{\min}}}{K_{V_0}} 100, \quad (12)$$

где K_{V_0} – запас прочности нового изделия; $K_{V_{\min}}$ – минимальный запас прочности изделия, равный 1,5.

Очевидно, что для положительного вывода о возможности продления ресурса должно соблюдаться условие:

$$\Delta K_V \leq \Delta K_{V_{\max}}. \quad (13)$$

Подставляя численные значения в (12), получаем:

$$\Delta K_{V_{\max}} = 44,4 \%.$$

Следовательно, условие (13) соблюдается и можно сделать вывод о возможности продления назначенного ресурса хвостовой трансмиссии вертолѐта Ми-2.

Заключение

Среднее отклонение химических и физико-механических свойств материала хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2 составляет 3,31 %, что меньше обобщающего допустимого максимального значения, равного 10,45 %.

Запас прочности материала хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2 изменился на 0,74 % при максимально допустимом значении 44,4 %.

Поскольку условия (7), (8), (9) выполняются, то можно заключить, что ресурсные возможности материала хвостового вала вертолѐта Ми-2 не исчерпаны и поэтому ресурс можно продлевать.

Библиографический список

1. Семенихин Р.Л. Оценка ресурсоспособности хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2 // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2010. № 160. С. 108-115.
2. ГОСТ 10006-80. Трубы металлические. Метод испытания на растяжение. М.: Стандартиформ, 2010. 12 с.
3. ГОСТ 4543-71. Прокат из легированной конструкционной стали. Технические условия. М.: Издательство стандартов, 2000. 40 с.
4. Машошин О.Ф. Диагностика авиационной техники. М.: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2007. 141 с.
5. Семенихин Р.Л. Расчѐтная оценка запаса прочности хвостового вала вертолѐта Ми-2 // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2014. № 205. С. 81-85.
6. Бородин Н.А. Соппротивление материалов. М.: Дрофа, 2001. 288 с.

CRITERION ASSESSMENT OF THE POSSIBILITY TO PROLONG THE SERVICE LIFE LIMIT OF THE HELICOPTER TAIL DRIVE SHAFT

© 2017

O. F. Mashoshin Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department;
Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russian Federation;
o.mashoshin@mstuca.aero

R. L. Semenikhin Candidate of Science (Engineering), Product Support Engineer;
JSC "Helivert", Tomilino, Moscow Region, Russian Federation;
airroman1980@gmail.com

Low life time of home-produced helicopter transmission elements in comparison with foreign analogues is one of the problems of Russian helicopter industry. For example, the service life limit of Mi-2 drive shaft is 4,500 hours, the time between overhauls is 1,500 hours. The time between overhauls for the drive shaft of a similar helicopter Bell 429 is 3200 hours, for the Eurocopter AS350 it is 3000 hours. The service life limit of the drive shafts of Bell 429 and Eurocopter AS350 is not specified. As the financing of operations to prolong the service life limit of high-load elements of aircraft structure is very limited it is necessary to suggest other, less labor-intensive ways of assessing the technical condition of these elements in order to prolong the service life limit. New criteria need to be introduced to solve this problem. New criteria for the assessment of the possibility of prolonging the assigned life of helicopter tail rotor drive shafts are proposed and scientifically justified in this article. The criteria indicate changes in chemical, physical and mechanical properties, as well as strength properties of products after some time of service. Comparing the properties with their maximum values we can make a conclusion about the possibility to prolong the life cycle of helicopter transmission components. An example of the criteria calculation for the Mi-2 helicopter tail drive shaft with an expired Service Life Limit of 4500 hours is given.

Helicopter; tail rotor drive shaft; prolonging the service life limit; criteria; chemical properties; physical and mechanical properties; strength properties.

Citation: Mashoshin O.F., Semenikhin R.L. Criterion assessment of the possibility to prolong the service life limit of the helicopter tail drive shaft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 75-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-75-80

References

1. Semenikhin R.L. Assessment of Mi-2 drive shaft resourceability. *Civil Aviation High Technologies*. 2010. No. 160. P. 108-115. (In Russ.)
2. GOST 10006-80. Metaltubes. Tensile test method. Moscow: Standartinform Publ., 2010. 12 p. (In Russ.)
3. ГОСТ 4543-71. Structural alloy steel bars. Specifications. Moscow: Izdatelstvo Standartov Publ., 2000. 40 p. (In Russ.)
4. Mashoshin O.F. *Diagnostika aviatsionnoy tekhniki* [Diagnostics of aeronautical equipment]. Moscow: Moscow State Technical University of Civil Aviation Publ., 2007. 141 p.
5. Semenikhin R.L. Calculated evaluation of Mi-2 drive shaft strength reserve. *Civil Aviation High Technologies*. 2014. No. 205. P. 81-85. (In Russ.)
6. Borodin N.A. *Soprotivlenie materialov* [Strength of materials]. Moscow: Drofa Publ., 2001. 288 p.

УПРАВЛЯЕМЫЙ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ПРИВОД ДЛЯ СПЕЦИАЛЬНОГО МОНТАЖНО-СТЫКОВОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

© 2017

А. С. Носов мастер участка инновационных технологий;
филиал предприятия «Центр эксплуатации наземной космической
инфраструктуры» – «Конструкторское бюро «Мотор», Москва;
alekstambov@mail.ru

Излагаются теоретические и экспериментальные основы создания привода с исполнительным механизмом на базе планетарной роликвинтовой передачи для повышения точности воспроизведения заданного закона движения и скоростных характеристик исполнительных элементов технологического оборудования и технических систем ракетных и ракетно-космических комплексов и при комплексных испытаниях ракет большой массы. Представлена математическая модель управляемого электромеханического привода для специального монтажно-стыковочного оборудования. Проведены испытания, на основе которых можно сделать вывод, что для создания высокоточного электромеханического привода необходимо использовать передачу с меньшим зазором между сопрягаемыми элементами, высокой точностью и надёжностью функционирования. Описаны новая конструкция планетарной роликвинтовой передачи и преимущества использования шагового двигателя. Математическое моделирование электромеханического привода с планетарной роликвинтовой передачей с испытанием на макете монтажно-стыковочного кантователя позволит создать электромеханический привод с улучшенными техническими и эксплуатационными характеристиками для кантователя космической головной части ракетно-космического носителя сверхтяжёлого класса.

Монтажно-стыковочное оборудование; электромеханический привод; роликвинтовая передача; математическая модель; испытания.

Цитирование: Носов А.С. Управляемый электромеханический привод для специального монтажно-стыковочного оборудования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 81-89. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-81-89

Введение

Стенд комплексных испытаний (КИ) по своему функциональному назначению, сложности, габаритам и стоимости является одной из основных составляющих комплекса наземного технологического оборудования [1].

Одним из главных назначений стенда КИ является обеспечение монтажа и испытаний панелей солнечных батарей (БС), разного рода антенн, приборов и оборудования, раскрываемого с помощью специальных штанг в космосе после вывода КА на орбиту. Все эти элементы, механизмы их раскрытия и приводы с целью экономии массы выполнены в виде ажурных лёгких конструкций, так как они работают в условиях невесомости. Их раскрытие на Земле, на стенде КИ для электрических и других проверок, невозможно без использования специальных систем обезвешивания (СО) [1].

Многофункциональным назначением стендов КИ объясняется их сложность, большие габариты, масса и площадь, занимаемая в зале монтажно-испытательного корпуса. Этим объясняются и большие затраты на проектирование и изготовление.

Неоднократные попытки унификации стендов КИ сдерживались различием конструкций БС и механизмов их раскрытия, требований к раскрытию их на стенде КИ. В современной ракетно-космической технике имеется большое количество задач, в которых требуется применение высокоточных линейных приводов, которые должны обеспечивать:

- высокую точность выполнения заданного закона движения;
- высокую жёсткость;

- высокую дискретность перемещения;
- высокий КПД;
- лёгкость в управлении и монтаже;
- отсутствие влияния на окружающую среду.

Электромеханический привод

На сегодняшний день всё большее предпочтение отдаётся электромеханическим приводам, которые имеют следующие достоинства:

- универсальность;
- простота устройства;
- лёгкость;
- возможность работы в экстремальных ситуациях.

Для решения подобных задач специалистами филиала ФГУП «ЦЭНКИ» – «КБ «Мотор», МАДИ и МГТУ имени Н. Э. Баумана предложено использование планетарной роликвинтовой передачи (ПРВП) в качестве исполнительного механизма электромеханического привода.

Методика обоснования выбора структуры, состава и параметров электромеханического привода с применением планетарной роликвинтовой передачи повышенной точности и надёжности функционирования рассмотрена в [2]. Разработанная методика включает 7 этапов – от получения технического задания до сборки и испытаний привода с планетарной роликвинтовой передачей.

Представленные данные позволяют говорить о перспективности применения подобных передач, так как они могут обеспечивать осевое перемещение винта, равное 0,001-0,01 мм при высокой нагрузочной способности. Ещё одним достоинством стандартного типа ПРВП является возможность уменьшения осевых габаритов линейного привода. Главным недостатком является необходимость обеспечения комплекса мер для снижения износа в сопрягаемых резьбовых поверхностях (выбор профиля резьбы, подбор смазочного материала, ограничение осевой нагрузки, упрочнение поверхностей трения, уменьшение зазора).

Прототип передачи в РФ используется компанией «Прогрессивные технологии» при производстве электромеханических приводов с планетарной роликвинтовой передачей для замены и совершенствования систем перемещения с гидравлическим приводом. Недостатками данной передачи является наличие зазоров, сложность конструкции, малый ресурс передачи, сложность монтажа, отсутствие системы регулировки зазора в передаче.

При создании макета монтажно-стыковочного стенда кантователя была спроектирована схема электромеханического привода, основными элементами которого являются (рис. 1) [3]: шаговый двигатель; планетарная роликвинтовая передача; система управления.

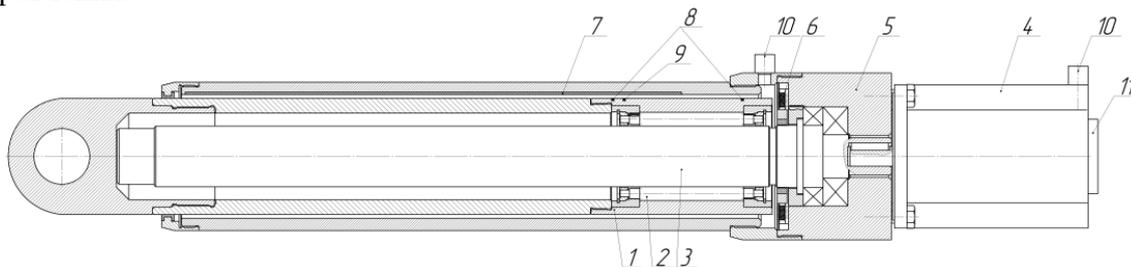


Рис. 1. Схема электромеханического привода:

1 – гайка; 2 – ролик; 3 – винт; 4 – шаговый двигатель; 5 – корпус; 6 – тормоз; 7 – оптическая линейка; 8 – концевые датчики; 9 – датчик положения; 10 – разъёмы; 11 – датчик поворота ротора

Испытания

Ввиду того, что к макету монтажно-стыковочного кантователя не предъявлялись высокие требования в части дискретности и погрешности перемещения, разработанную методику начали изучать при изготовлении стандартной фрикционной роликовинтовой передачи. Для сравнения технических характеристик синхронной работы двух и более передач были изготовлены два испытательных образца.

В результате проведённых исследований можно сделать следующие выводы:

- для повышения точности передачи необходимым циклом подготовки передачи к работе является приработка (обкатка) передачи с последующей настройкой;
- после проведения приработки и смазки передачи среднее отклонение кинематической точности уменьшается;
- основную долю в кинематической погрешности вносят геометрические составляющие передачи;
- результаты исследований позволяют разработать алгоритм проведения приработки (обкатки) передачи;
- диапазон линейного перемещения составляет 240 мм;
- нагрузка при испытаниях 0,98 кН;
- средняя точность перемещения гайки при испытаниях под нагрузкой составляет 0,0063 мм;
- средняя точность перемещения гайки при испытаниях на холостом ходу составляет 0,009 мм.

Как видно из приведённых экспериментальных данных, применение привода на основе классической ПРВП в составе синхронных скоростных механизмов невозможно из-за высокой погрешности перемещения, которая определяется главным образом большим люфтом в зацеплении резьб.

Можно сделать вывод, что для создания высокоточного электромеханического привода необходимо использовать передачу с меньшим зазором между сопрягаемыми элементами, высокой точностью и надёжностью функционирования.

Разработка новой конструкции ПРВП

Разработка новой конструкции ПРВП с гибкой гайкой реализована в конструкции с цангой, установленной между сборным корпусом и оболочкой-гайкой (рис. 2, 3). На данную конструкцию ПРВП подана заявка на изобретение №2015141579 «Устройство для преобразования вращательного движения в поступательное» от 01.10.2015 г.

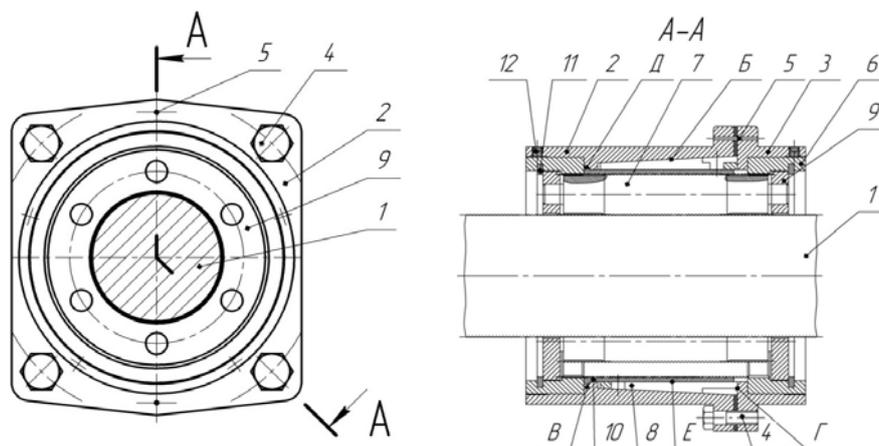


Рис. 2. Новая конструкция ПРВП с гибкой гайкой

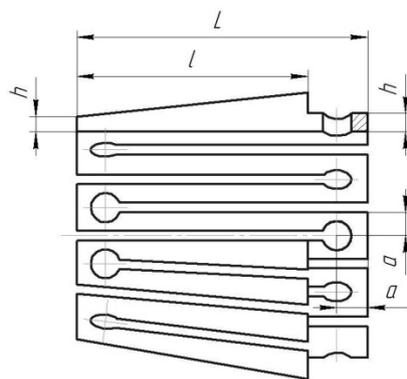


Рис. 3. Разрезная цанга

Новая конструкция ПРВП состоит из винта *1*, на наружной поверхности которого выполнена многозаходная резьба, и сборного корпуса, состоящего из двух соединяемых деталей. Первая деталь *2* сборного корпуса имеет внутреннюю коническую поверхность «Б» и внутреннюю кольцевую проточку «В», а вторая деталь *3* – торцевую упорную поверхность «Г». Детали *2* и *3* сборного корпуса соединяются крепёжными винтами *4* после их относительной центровки штифтами *5* (рис. 2, 3).

В сборном корпусе размещены: две втулки *6*, каждая из которых имеет внутренний зубчатый венец; ролики *7*; разрезная цанга *8*; два сепаратора *9*; тонкостенная гайка *10* с выполненным на её торце наружным кольцевым выступом (пояском) «Д». Для снижения жёсткости кольцевой поясок прорезан вдоль оси пазами.

В собранном положении устройства втулки *6* закреплены в торцевых расточках деталей *2* и *3* сборного корпуса. Во втулках *6* с возможностью вращения размещены сепараторы *9*, зафиксированные от осевого перемещения во втулках стопорными кольцами *11*, установленными во втулках *6*.

Сепараторы *9* имеют отверстия, в которых торцевыми цапфами (позициями не обозначены) с зазором с возможностью вращения размещены охватывающие вал *1* ролики *7*.

Для повышения нагрузочной способности, жёсткости и точности устройства количество роликов *n* ($n \geq 3$) выбирается обычно из условия соседства максимально возможным.

На наружной поверхности каждого ролика *7* выполнена резьба, а на концевых участках, прямо по резьбе, нарезаны прямозубые венцы, которые зацепляются с зубчатыми венцами втулок *6* для синхронизации вращения роликов. Ролики, как правило, имеют однозаходную резьбу, которая находится в зацеплении с многозаходными резьбами винта *1* и тонкостенной гайки *10*.

Тонкостенная гайка *10* расположена снаружи по отношению к роликам и по наружной поверхности охвачена разрезной цангой *8*.

Разрезная цанга *8* размещена в полости детали *2* корпуса, её коническая часть контактирует с внутренней конической поверхностью «Б» детали *2* корпуса, а торец разрезной цанги контактирует с торцевой упорной поверхностью «Г» детали *3* корпуса.

Для повышения податливости разрезной цанги *8* необходимо следующим образом назначать её размеры (рис. 3):

- выбрав общее количество прорезей, определить размер *a* от оси отверстия до паза в окружном направлении;

- ось отверстия рекомендуется располагать на расстоянии a от торца цанги; тогда сопряжение цанги вокруг отверстия будет равнопрочным в осевом и окружном сечениях.

Отсюда разрезные цанги преобразуют часть суммарной осевой силы $F_{\Sigma A}$, создаваемую винтами 4, в суммарную радиальную силу $F_{\Sigma R}$, которая создаёт необходимое для деформирования гайки давление p . Вторая часть суммарной осевой силы $F_{\Sigma A}$ идёт на деформирование цанг. Суммарная осевая сила (сила преднагрузки), создаваемая винтами, равна

$$F_{\Sigma A} = F_{A1} + F_{A2}. \quad (1)$$

Как показала практика проектирования разрезных цанг данной конструкции и расчёты, при таком назначении размеров расстояние l (рис. 3) будет составлять примерно 90% от длины цанги L . Для повышения податливости разрезных цанг необходимо, чтобы сопряжения вокруг отверстий у противоположных торцов цанги имели равную или близкую податливость. Для этого наружная коническая поверхность у правого в плоскости чертежа (базового) торца цанги в месте указанного сопряжения прерывается и переходит в цилиндрическую поверхность. При этом толщина разрезной цанги у правого торца на участке, где расположены отверстия, постоянна и равна её толщине h у противоположного торца.

В собранном положении устройства внутренняя коническая поверхность «Б» детали 2 корпуса взаимодействует с наружной конической поверхностью разрезной цанги 8, а её внутренняя цилиндрическая поверхность взаимодействует с наружной цилиндрической поверхностью «Е» тонкостенной гайки 10. При этом тонкостенная гайка 10 зафиксирована в осевом положении за счёт размещения её кольцевого выступа «Д» в кольцевой проточке «В» детали 2 корпуса и за счёт расположенного рядом торца втулки 6 (левой в плоскости чертежа на рис. 2).

Крепление втулок 6 в деталях 2 и 3 осуществляется стопорными винтами 12.

Шаговый двигатель

В качестве электродвигателя используется шаговый двигатель, который имеет ряд преимуществ перед другими синхронными электромашинами:

- угол поворота ротора определяется числом импульсов, которые поданы на двигатель;
- двигатель обеспечивает полный момент в режиме остановки (если обмотки запитаны);
- прецизионное позиционирование и повторяемость;
- возможность быстрого старта/остановки/реверсирования;
- высокая надёжность, связанная с отсутствием щеток;
- однозначная зависимость положения от входных импульсов обеспечивает позиционирование без обратной связи;
- возможность получения очень низких скоростей вращения для нагрузки, присоединённой непосредственно к валу двигателя без промежуточного редуктора, что, в свою очередь, снижает массогабаритные характеристики привода, уменьшает количество звеньев кинематической цепи и снижает себестоимость конечного изделия.

Крутящий момент шагового двигателя в системе с винтовой передачей определяется в следующей последовательности. Планетарная роликвинтовая передача состоит из винта диаметром d и гайки. Следует определить момент M , действующий на враща-

ющуюся деталь (гайку) для преодоления осевой нагрузки Q при равномерном движении.

Момент инерции передачи определяется при вращающемся винте и поступательно перемещающейся гайке [2;4;5]:

$$M_k \geq 7,66 \cdot 10^{-13} d_3^4 \frac{k^2 (k^2 + 3n_p / 4)}{(k+2)^4} L; \quad (2)$$

где d_3 – средний диаметр гайки; k – параметр передачи $2 < k < 5$ (при $k > 5$ – увеличение числа заходов резьбы на винте; при $k < 2$ – возрастают габариты передачи); n_p – количество заходов резьбы передачи; L – перемещение передачи.

Допустимая нагрузка на планетарную роликвинтовую передачу [2; 4]:

$$[Q] = \frac{2,8 d_2^3 K K_H K_T Z_2}{t K_3}, \quad (3)$$

где d_2 – диаметр ролика; $K_H = 0,3$; $K = 3$; $K_T = 0,76$ – материал гайки имеет $\sigma_T = 833$ МПа; t – шаг резьбы; Z_2 – кол-во роликов.

Осевое перемещение ролика относительно гайки за один оборот винта определяется следующим образом [2]:

$$H_1 = \frac{1}{2} \cdot \frac{k}{k+1} n_r t \pm \frac{1}{2} k \frac{k+2}{k+1} t = \frac{1}{2} k t \left(\frac{n_r}{k+1} \pm \frac{k+2}{k+1} \right), \quad (4)$$

где t – шаг резьбы; n – число заходов резьбы; H – ход гайки за оборот винта; k – параметр передачи $2 < k < 5$ (при $k > 5$ – увеличение числа заходов резьбы на винте); при $k < 2$ – возрастают габариты передачи; n_r – число заходов резьбы гайки.

Для того, чтобы ролики не выкатывались из гайки, угол подъема резьбы гайки на основном диаметре должен быть равен углу подъема резьбы ролика на соответствующем основном диаметре.

Осевое перемещение роликов относительно винта за один оборот винта определяется по формуле [2]:

$$H_2 = \frac{t}{2} \cdot \frac{k(k+2)}{k+1} \mp \frac{k n_s t}{2(k+1)} \pm n_s t, \quad (5)$$

где n_s – число заходов резьбы винта.

Верхние знаки соответствуют одинаковому направлению резьбы винта и гайки, а нижние – различному.

Перемещение гайки за один оборот винта равно [2]:

$$H = H_1 + H_2. \quad (6)$$

При различных сочетаниях резьб винта, гайки и роликов можно создавать механизмы с микроперемещением или наоборот – высокоскоростные.

При выборе шагового двигателя следует ориентироваться на потребляемую при вращении мощность (двигатель + блок управления), величину напряжения питания, требуемый крутящий момент на выходном валу, скорость вращения вала и момент инерции нагрузки.

Закон сохранения энергии для системы, состоящей из двигателя и нагрузки на валу, повернувшейся на один полшага, выглядит следующим образом:

$$M_{\text{двигателя}} \varphi = 0,5J\omega^2 + M_{\text{нагрузки}} \varphi + M_{\text{магн}} \varphi + M_{\text{трения}} \varphi, \quad (7)$$

где φ – угол поворота; J – приведённый к валу момент инерции системы; ω – угловая скорость; $M_{\text{нагрузки}}$ – момент нагрузки; $M_{\text{магн}}$ – момент сопротивления, создаваемый постоянными магнитами двигателя (примерно 5% от величины $M_{\text{двигателя}}$); $M_{\text{трения}}$ – момент трения в системе.

Отсюда максимальная скорость, с которой может сделать первый шаг шаговый двигатель в системе с приведённым к валу моментом инерции J и нагруженный моментом $M_{\text{нагрузки}}$, равна:

$$\omega = \left(2\varphi (M_{\text{двигателя}} - M_{\text{нагрузки}} - M_{\text{магн}} - M_{\text{трения}}) / J \right)^{1/2}. \quad (8)$$

Необходимо также учитывать электрические переходные процессы в фазах двигателей, которые зависят как от напряжения питания и индуктивности фаз двигателей, так и от способа управления двигателем. Самыми динамичными являются двигатели с минимальной индуктивностью. Обычно стартовые частоты лежат в диапазоне 800-1000 Гц (2-2,5 об/с в полшаговом режиме) [4;5]. Исходя из этого, для шагового двигателя, работающего в полшаговом режиме, величина ускорения не должна превышать 4 рад/с².

Однако шаговым двигателям свойствен нежелательный эффект, называемый резонансом. Эффект проявляется в виде внезапного падения момента на некоторых скоростях. Это может привести к пропуску шагов и потере синхронности. Эффект проявляется в том случае, если частота шагов совпадает с собственной резонансной частотой системы ротор двигателя – нагрузка.

Существуют методы борьбы с резонансом на уровне алгоритма работы драйвера. Если резонансная частота точно известна, то её можно проходить, меняя режим работы. Однако самой эффективной мерой для борьбы с резонансом является применение микрошагового режима. В микрошаговом режиме с шагом 1/32 от основного при каждом микрошаге сообщается всего около 0,1% от энергии полного шага. Поэтому в микрошаговом режиме явление резонанса практически незаметно.

Заключение

Планетарные роликвинтовые механизмы являются в настоящее время наиболее перспективными устройствами, преобразующими вращательное движение в поступательное. Для повышения точности и жёсткости ПРВМ необходимо компенсировать зазоры между сопрягаемыми витками резьбы гайки, роликов и винта. Использование шагового двигателя позволяет повысить точность перемещения с учётом износа передачи и реакций опорных элементов, плавность и скоростные характеристики.

Библиографический список

1. Бирюков Г.П., Манаенков Е.Н., Фадеев А.С. Технологическое оборудование отечественных ракетно-космических комплексов: уч. пособие для вузов. М.: Рестарт, 2012. 599 с.
2. Носов А.С. Методика обоснования выбора структуры, состава и параметров привода с применением планетарной роликвинтовой передачи повышенной точности и надёжности функционирования // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23, № 1. С. 170-176.
3. Носов А.С. Силовой электромеханический привод с применением планетарной роликвинтовой передачи повышенной точности // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22, № 4. С. 100-107.
4. Козырев В.В. Конструкции роликвинтовых передач и методика их проектирования: уч. пособие. Владимир: Владимирский государственный университет, 2004. 101 с.
5. Петренко А.М. Специальные винтовые механизмы в силовых приводах: уч. пособие. М.: Московский автомобильно-дорожный институт, 1997. 86 с.

MATHEMATICAL MODELING OF A CONTROLLED ELECTROMECHANICAL ACTUATOR FOR SPECIAL ASSEMBLY AND COUPLING EQUIPMENT

© 2017

A. S. Nosov Supervisor of the innovative technologies section;
Branch of the Ground-based Space Infrastructure Operation Center – Design Bureau
“KB “Motor”, Moscow, Russian Federation;
alekstambov@mail.ru

The article presents theoretical and experimental bases for the creation of a driving gear with an actuating mechanism based on a planetary roller drive to improve the fidelity of the specified motion law and velocity performance of the support equipment actuators and engineering systems of missile and space-rocket complexes, as well as for integrated tests of heavy missiles. We present a mathematical model of a controlled electromechanical actuator for special assembly and coupling equipment. The results of the tests carried out lead to the conclusion that in order to create a high precision electromechanical drive, it is necessary to use transmission with a smaller gap between the mating elements, high accuracy and reliability of operation. A new design of a planetary roller drive and the advantages of using a stepper motor are described. Thus, mathematical modeling of an electromechanical actuator with a planetary roller drive with a mockup test on an assembly and coupling tilting device makes it possible to create an electromechanical actuator with improved technical and operational characteristics for a tilting device of the space head of a super heavy launch vehicle. This reduces the probability of emergency situations during conducting government and commercial space programs.

Electromechanical actuator; roller drive; reliability; enhancing fidelity; assembly and coupling equipment.

Citation: Nosov A.S. Mathematical modeling of a controlled electromechanical actuator for special assembly and coupling equipment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 81-89. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-81-89

References

1. Biryukov G.P., Manaenkov E.N., Fadeev A.S. *Tekhnologicheskoe oborudovanie otechestvennykh raketno-kosmicheskikh kompleksov: uch. posobie dlya vuzov* [Support equipment of domestic space-rocket complexes]. Moscow: Restart Publ., 2012. 599 p.
2. Nosov A.S. Justification techniques for the structure, configuration and parameters of a drivegear with roller drive of increased accuracy and operational reliability selection. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*. 2016. V. 23, no. 1. P. 170-176. (In Russ.)
3. Nosov A.S. Power electromechanical drive based on planetary roller-screw gear of improved accuracy. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*. 2015. V. 22, no. 4. P. 100-107. (In Russ.)
4. Kozyrev V.V. *Konstruktsii rolikovintovykh peredach i metodika ikh proektirovaniya: uch. posobie* [Roller drive designs and the design technique]. Vladimir: Vladimir State University Publ., 2004. 101 p.
5. Petrenko A.M. *Spetsial'ny evintovye mekhanizmy v silovykh privodakh: uch. posobie* [Special screw mechanisms in actuators]. Moscow: Moscow Automobile and Road Institute Publ., 1997. 86 p.

ОЦЕНКА МИКРОСТРУКТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ ПРОФИЛЯ ПЕРА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2017

Н. В. Носов доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Технология машиностроения»; Самарский государственный технический университет; nosov@samgtu.ru

А. Д. Абрамов кандидат технических наук, доцент кафедры «Электронные системы и информационная безопасность»; Самарский государственный технический университет; esib@samgtu.ru

С. И. Косулин аспирант кафедры «Технология машиностроения»; Самарский государственный технический университет; nosov@samgtu.ru

В статье предложен подход к оценке шероховатости поверхности профиля пера лопаток газотурбинного двигателя (ГТД) после виброконтрастного полирования. Микрогеометрия поверхности спинки и корыта лопаток исследовалась на оптико-электронном комплексе на основе вычисления средней амплитуды переменной составляющей автокорреляционной функции, полученной в результате компьютерной обработки видеоизображения поверхности. Применение оптико-электронного метода оценки микрогеометрии поверхности компрессорных и турбинных лопаток позволяет строить поля шероховатости поверхности и коэффициента концентрации напряжений и более глубоко анализировать технологию окончательной обработки.

Газотурбинный двигатель; лопатки; шероховатость поверхности; микрогеометрия; оптико-электронный комплекс; автокорреляционная функция; квазиоптимальный алгоритм.

Цитирование: Носов Н.В., Абрамов А.Д., Косулин С.И. Оценка микроструктуры поверхности профиля пера лопаток газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 90-100. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-90-100

Введение

Разработка современных методов и средств технического контроля микрогеометрии поверхности деталей сложной формы в труднодоступных местах является актуальной задачей современного двигателестроения. Создание современных систем технического контроля качества и методологических основ исследования микрогеометрических отклонений сложных поверхностей лопаток ГТД в производственных условиях через построение оптико-электронной информационно-измерительной системы (ИИС) является актуальной проблемой.

Данная проблема выдвигает ряд требований, которым должны удовлетворять современные мобильные средства получения измерительной информации о микрорельефе исследуемой поверхности [1;2]. Эти измерительные средства должны быть малогабаритными, реализовывать бесконтактный способ получения измерительной информации непосредственно в производственных условиях и в реальном масштабе времени, обеспечивать цифровую обработку получаемой информации и иметь возможность оценивать микрогеометрию поверхностей спинки и корыта лопаток, радиусы перехода и другие поверхности сложной формы [3;4]. Кроме того, эти измерительные средства должны иметь метрологические характеристики, инвариантные к изменяющимся производственным условиям, и обеспечивать энергосберегающий режим применения этих средств.

Теоретические основы

Теоретические основы построения ИИС оценки микрорельефа исследуемой поверхности, заключающегося в сравнении изображения этой поверхности с изображениями образцовых поверхностей, для которых заранее определены параметры шероховатости известными стандартными методами [5]. В результате определяется – какой образцовой поверхности с заданной вероятностью распознавания соответствует исследуемая поверхность. Задача в такой постановке решается оптимально с помощью согласованного с сигналом двухмерного пространственного фильтра, отклик которого описывается выражением

$$y(n_1, n_2) = \sum_{k_1=-\infty}^{\infty} \sum_{k_2=-l}^{\infty} u(k_1, k_2) x[k_1 - (n_1 - n_{01}), k_2 - (n_2 - n_{02})]. \quad (1)$$

Выражение (1) представляет собой двухмерную свёртку сигнала $u(k_1, k_2)$ и импульсной характеристики фильтра $x[k_1 - (n_1 - n_{01}), k_2 - (n_2 - n_{02})]$. При этом импульсная характеристика фильтра получается из ожидаемого двухмерного сигнала путём его зеркального отражения относительно координатных осей n_1 и n_2 , а также смещения отражённого сигнала в сторону исходного на n_{01}, n_{02} отсчётов. Выходной сигнал $y(n_1, n_2)$ будет пропорционален корреляционной функции двухмерного входного сигнала, и будет достигнуто максимальное отношение сигнала к помехе на выходе фильтра.

В исходном полутоновом кадре формата $K_1 \times K_2$ пикселей, начиная с первой строки, выделяется полоса шириной в N_2 пикселей. По центру этой полосы задаётся эталон изображения размером $N_1 \times N_2$ пикселей. Затем эталон, начиная с крайней левой позиции, перемещается по выделенной полосе с шагом в один пиксель. При каждом совмещении эталона $u(n_1, n_2)$ и текущего фрагмента полутонового изображения $x(n_1, n_2)$ подсчитывается коэффициент корреляции по известной формуле

$$r_{xy}(k_1, k_2) = \frac{\sum_{n_1=0}^{N_1-1} \sum_{n_2=0}^{N_2-1} (u(n_1, n_2) - m_u)(x(n_1 - k_1, n_2 - k_2) - m_x)}{\sigma_1 \sigma_2}, \quad (2)$$

где (n_1, n_2) – индексы элементов в окне эталона; (k_1, k_2) – координаты эталона внутри зоны поиска $K_1 \times K_2$; σ_1 и σ_2 – средние квадратические отклонения величин $u(n_1, n_2)$ и $x(n_1, n_2)$ от их математических ожиданий m_u и m_x . После вычисления коэффициентов корреляции в первой полосе исследуется следующая полоса того же формата, но смещённая вниз на один пиксель. В этой полосе по центру задаётся новый эталон с теми же размерами, выполняются аналогичные действия и т.д. После обработки всего изображения будет сформирована матрица $M_1 \times M_2$ коэффициентов корреляции – двухмерная корреляционная функция.

Анализируя выражение (2), можно отметить, что сигналы $x(n_1, n_2)$ и $u(n_1, n_2)$ будут подвержены мультипликативному воздействию функции влияния $f_{\text{вн}}(\Delta\Phi, \Delta\alpha)$:

$$r_{x1}(k_1, k_2) = \frac{\sum_{n_1=0}^{N_1-1} \sum_{n_2=0}^{N_2-1} (u(n_1, n_2) - m_u) f_{av}(\Delta\Phi, \Delta\alpha) (x(n_1 - k_1, n_2 - k_2) - m_x) f_{av}(\Delta\Phi, \Delta\alpha)}{\sigma_1 f_{av}(\Delta\Phi, \Delta\alpha) \sigma_2 f_{av}(\Delta\Phi, \Delta\alpha)}. \quad (3)$$

Как видно из выражения (3), его структура соответствует структуре выражения (1) и функции влияния сокращаются.

Для увеличения быстродействия программы расчёта выполнен анализ известных квазиоптимальных корреляционных алгоритмов и критериальных функций, который показал перспективность использования парных критериальных функций и бинарных изображений

$$\begin{vmatrix} F_{1,1}(\Delta) & F_{0,1}(\Delta) \\ F_{1,0}(\Delta) & F_{0,0}(\Delta) \end{vmatrix},$$

где Δ – относительный сдвиг изображений; $F_{i,j}(\Delta)$, $i, j = 0, 1$ обозначает количество совпавших элементов с заданной интенсивностью.

При этом применялся корреляционно-экстремальный алгоритм в виде

$$R_\gamma(\Delta) = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{2^n-1} F_{ii}, \quad (4)$$

где N – количество сравниваемых элементов в эталонном и текущем фрагменте изображения, который обеспечивает наибольшее быстродействие.

Результаты экспериментальных исследований

Окончательная обработка профиля пера лопатки формирует требуемые параметры микрогеометрии поверхности лопаток ГТД. В производственных условиях обработка спинки и корыта лопаток осуществлялась на виброконтактном станке ЛВП-4.

В процессе исследования определялась шероховатость профиля пера бесприпусковых лопаток первой ступени турбины (материал ЖС6ФУ) (рис. 1).



Рис. 1. Лопатка первой ступени турбины

Траектория рабочего движения обрабатываемой лопатки при виброконтактном полировании формируется в результате геометрического сложения взаимно-перпендикулярных колебаний от двух кривошипно-шатунных механизмов. Траектория такого движения имеет вид сетки с регулируемыми параметрами, геометрически сложна и практически неповторима. Благодаря такому движению на поверхности спинки и корыта лопатки формируется однородная микрогеометрия поверхности. Режимы вертикальных и горизонтальных колебаний непосредственно влияют на производительность обработки и динамические нагрузки, возникающие в колебательной системе. Обычно значения амплитуды и частоты колебаний принимают равными: частота $20-25 \text{ с}^{-1}$, амплитуда 5-10 мм, что позволяет получать скорость обработки 30-120 м/мин.

Моделирование процесса обработки показало, что максимальная производительность процесса достигается при оптимальном соотношении частот $\omega_0 = \omega_2 / \omega_6$, где ω_2 – частота горизонтальных колебаний, ω_6 – частота вертикальных колебаний. Исследования проводились в диапазоне $1/2 \leq \omega_0 \leq 1$. Приравняв скорости вращения двух рядом стоящих фигур в интервалах: $B_1 = 1/2$, $B_2 = 3/5$, $B_3 = 2/3$, $B_4 = 3/4$, $B_5 = 4/5$, $B_6 = 5/6$, $B_6 = 1$, получим следующую зависимость

$$\text{tg} \omega_0 = \frac{(\cos B_i + \cos B_i + 1) \omega_0 - (B_i \cos B_i + B_i + 1 \cos B_i + 1)}{(B_i \sin B_i + B_i + 1 \sin B_i + 1) - (\sin B_i + \sin B_i + 1) \omega_0}. \quad (5)$$

Правая часть уравнения (5) – гипербола, левая – тангенциоида. Решая уравнение относительно ω_0 , получим следующий ряд оптимальных соотношений частот: 0,543, 0,617, 0,704, 0,763, 0,833, 0,917.

В рассматриваемом случае обработка лопаток первой ступени турбины осуществлялась с $\omega_0 = 0,833$ абразивными лентами в два перехода: первый переход П8 63С 16П МА и второй переход П8 63С 6Н МА. Режимы обработки: скорость полирования 30 м/мин, вертикальное перемещение 4-6 мм, горизонтальное перемещение 3-5 мм, цикл обработки 12-17 с, давление ложементов в зоне обработки составило 0,4-0,6 МПа.

Для теоретического и практического обоснования применения оптико-электронного комплекса при исследовании поверхности лопаток ГТД предложена информационно-измерительная система [6], состоящая из выделенной площади ВП исследуемой части поверхности, источника опорного светового потока ИСП, видеокамеры ВК и блока цифровой обработки сигналов БЦОС (рис. 2)

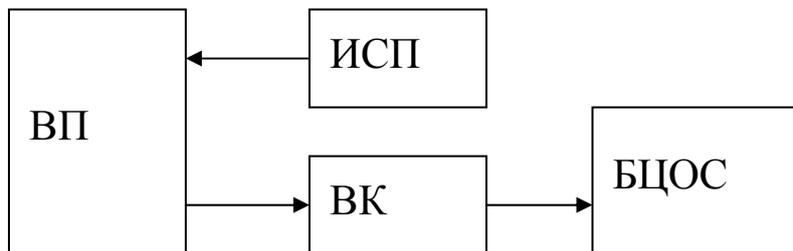


Рис. 2. Структура ИИС оценки параметров микрорельефа

Система, состоящая из ИСП и ВК, может рассматриваться как оптико-электронный измерительный преобразователь (ИП). Он включает в себя устройство для задания координат окна и его размеров для преобразования исходного полутонового изображения поверхности в бинарное изображение, а также для задания размеров эталона в бинарном изображении; запоминающее устройство; цифровое вычислительное

устройство; устройство для задания координат текущего фрагмента бинарного изображения; коррелятор и программное обеспечение, позволяющее обрабатывать видеоизображения исследуемых поверхностей. Совокупность ИСП и ВП образует канал первичного рельефно-оптического преобразования.

Известно, что параметры микрогеометрии поверхности должны быть одинаковыми во всех направлениях поверхности лопатки. Примем условие, что при равных параметрах шероховатости на поверхности формируется равноосная структура и не допущена однонаправленная шероховатость. Для этого в эксперименте электронное изображение поворачивалось на 90° , 180° и 270° и определялись параметры автокорреляционной поверхности. Если они совпадали по своим значениям в пределах 5%, то имело место появление на поверхности лопатки соответствующей структуры.

Исследования шероховатости профиля пера лопаток первой ступени турбины. Проведены экспериментальные исследования параметров микрогеометрии поверхности лопаток первой ступени ГТД, полученные после операции виброконтактного полирования спинки, корыта и радиуса перехода спинки и корыта в бандажные полки, а также микрогеометрии поверхностей в районе отверстий на входной кромке лопатки. Для анализа были взяты участки поверхности лопатки после операции полирования. На рис. 3 приведены полутоновое и бинарное изображения поверхности выбранного участка, корреляционная поверхность и график изменения коэффициента корреляции для этого участка [7].

Формат изображения участка поверхности, записываемого в память компьютера, составлял 320×240 пикселей. Обработка результатов эксперимента показала, что среднее значение переменной составляющей корреляционной функции, вычисленное по 30 изображениям, составило $U_{cp} = 23,1$ отн. ед.

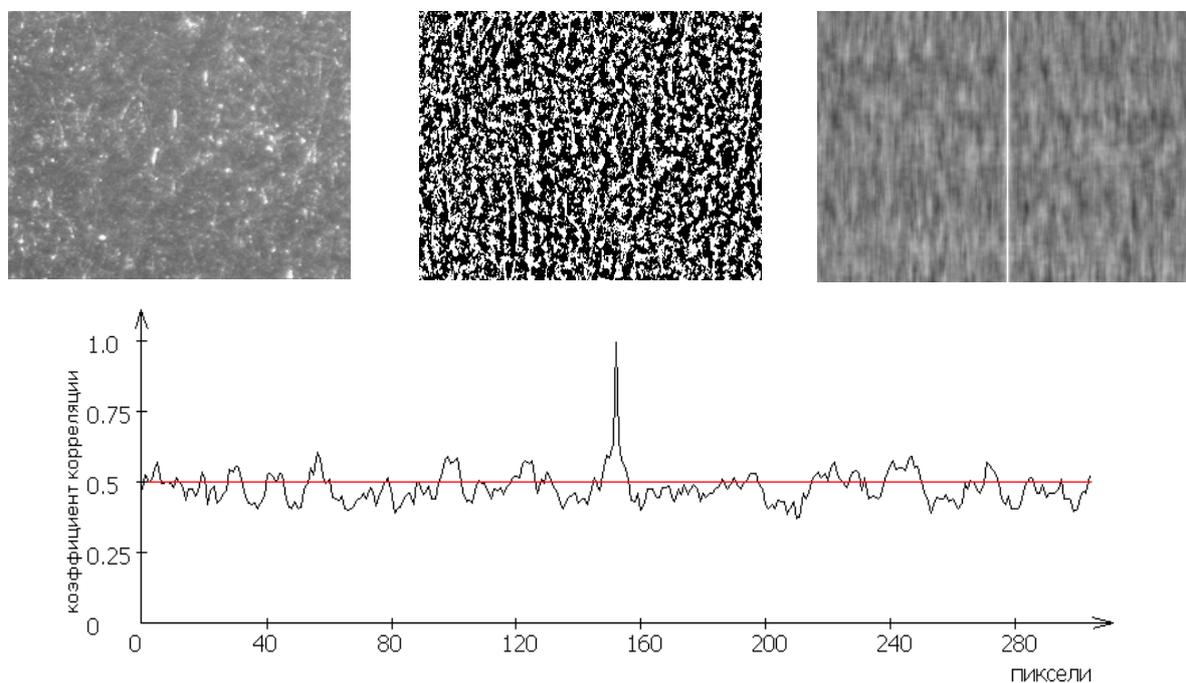


Рис. 3. Полутоновое изображение участка поверхности лопатки; бинарное изображение участка; корреляционная поверхность; изменение коэффициента корреляции

Задавая вероятность распознавания структуры (шероховатости) исследуемой поверхности $P = 0,99$, для доверительного интервала получили выражение в виде

$$I_{\beta} = (0,09U_{cp}^3 - 4,2U_{cp}^2 + 68,5U_{cp} - 314,9)10^{-2} \text{ отн. ед.},$$

а для зависимости структуры с шероховатостью $R_a = f(U_{cp})$ – выражение $R_a = 0,013U_{cp} - 0,078$ мкм.

Подстановка найденного значения U_{cp} в формулу определила, что в этом случае $I_\beta = 0,77$ отн.ед. Следовательно, $U_{cp \min} = 22,33$ отн. ед. и $U_{cp \max} = 23,87$ отн. ед.. Использование выражения для определения среднего арифметического отклонения профиля поверхности пера лопатки дало следующие результаты: $R_a = 0,22$ мкм, $R_{a \min} = 0,219$ мкм и $R_{a \max} = 0,221$ мкм. При этом шероховатость на спинке на 15% выше, чем шероховатость на корыте.

На рис. 4 представлены поля шероховатости поверхности лопаток первой ступени турбины спинки и корыта после виброконтактного полирования абразивными лентами в один переход П8 63С 16П МА.

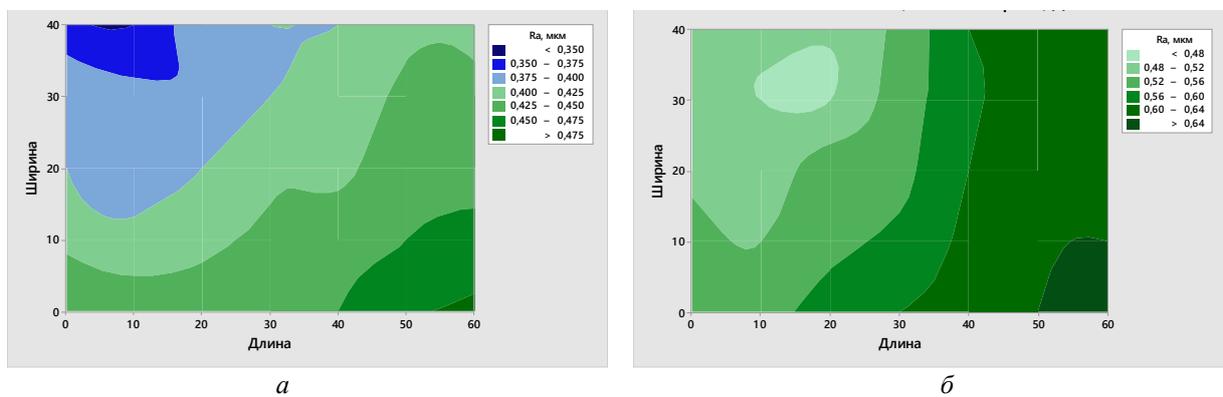


Рис. 4. Поля шероховатости поверхности лопаток первой ступени турбины после первого перехода: а – корыто, б – спинка

Из приведённых данных следует, что шероховатость на поверхности спинки больше на 0,15-0,2 мкм, чем на корыте. Это связано с тем, что при обработке площадь контакта поверхности лопаток с ложементами с течением времени меняется и давление на спинке повышается. Кроме того, лопатка в процессе обработки совершает колебание не в плоскости, а по некоторой дуге, которая не всегда совпадает с радиусом закрутки лопатки. Поэтому формирование микронеровностей в большей степени зависит от кинематики процесса виброконтактного полирования. Аналогичные результаты получены и при полировании абразивными лентами П8 63С 6Н МА (рис. 5).

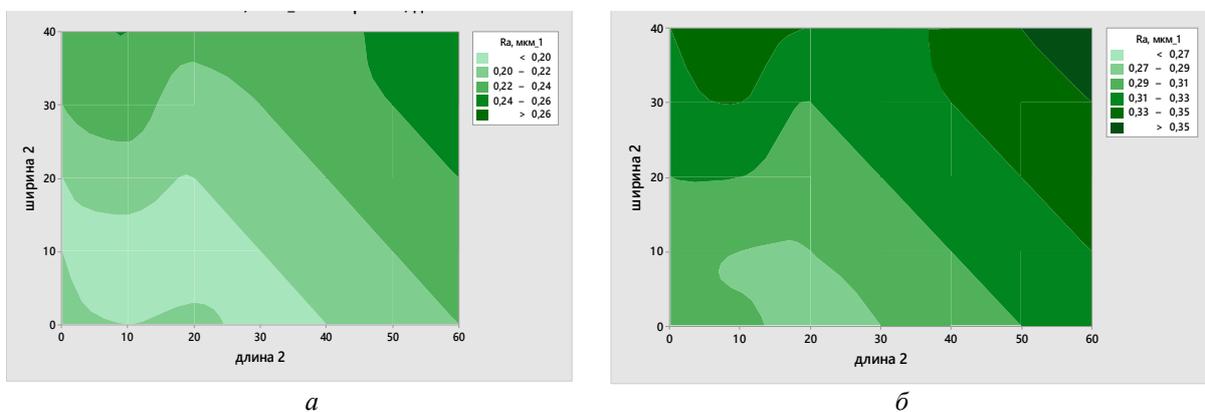


Рис. 5. Поля шероховатости поверхности лопаток первой ступени турбины после второго перехода: а – корыто, б – спинка

Из приведённых данных следует, что структура поверхности лопатки несколько выровнилась и шероховатость как на спинке, так и на корыте уменьшилась и стала соответствовать требуемым значениям.

Особые условия образования структуры поверхности складываются при обработке радиуса закруглённой бандажной полки к спинке и корыту. Для исследования данной поверхности было доработано программное обеспечение, учитывающее кривизну поверхности.

Обработка результатов (рис. 6) показала, что $U_{cp} = 24,5$ отн. ед., $R_a = 0,24$ мкм, что несколько больше, чем на спинке лопатки, а поверхность имеет однонаправленный характер.

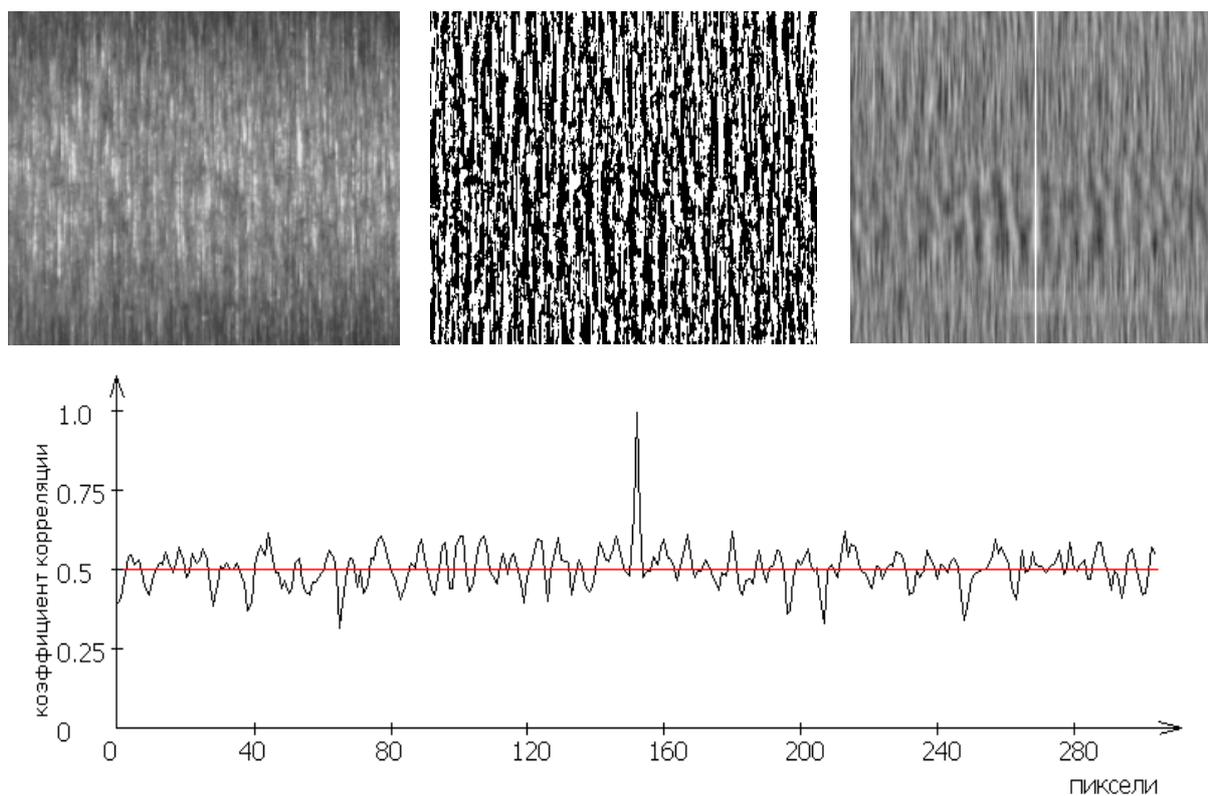


Рис. 6. Полутоновое изображение участка поверхности радиуса закругления лопатки; бинарное изображение участка; корреляционная поверхность; изменение коэффициента корреляции

Полученные значения среднего арифметического отклонения профиля поверхности R_a на радиусе закругления вполне согласуются с техническими условиями, предъявляемыми к шероховатости поверхностей лопаток первой ступени турбины.

Оптический метод, в силу своей универсальности, имеет возможность оценить микрогеометрию входной кромки лопаток первой ступени турбины, на которой изготовлены отверстия для охлаждения (рис. 7).

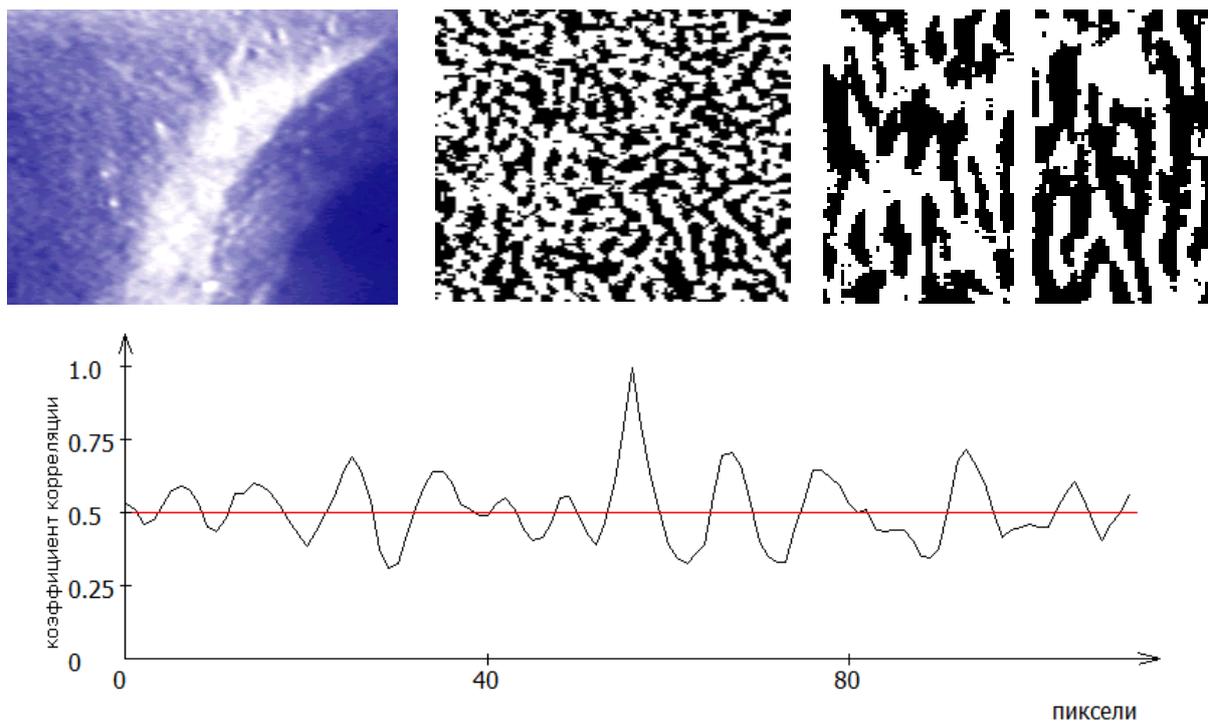


Рис. 7. Полутонное изображение участка поверхности входной кромки лопатки с отверстием; бинарное изображение этого участка; корреляционная поверхность; изменение коэффициента корреляции

Исследованиями установлено, что поверхность между отверстиями имеет ярко выраженную структуру с $U_{cp \min} = 25,12$ отн. ед. и $U_{cp \max} = 25,62$ отн. ед., что соответствует величине $R_a = 0,27 - 0,28$ мкм. Это связано с тем, что после прошивки отверстий электроэрозионным способом следующей операцией является обдувка поверхности микрошариками, которая приводит к появлению однородной структуры на обработанной поверхности. В то же время вокруг отверстия на расстоянии 1-1,5 мм формируется поверхность с большей шероховатостью $R_a = 0,35 - 0,39$ мкм.

Исследование качества компрессорных лопаток. Долговечность, надёжность и экономичность всего ГТД во многом зависит от состояния и качества поверхностного слоя рабочих лопаток компрессора, полученных в процессе изготовления. Несмотря на малые размеры неровностей поверхности, составляющих шероховатость, они оказывают существенное влияние на эксплуатационные свойства поверхности лопаток. Полученные следы от механической обработки являются концентраторами напряжений и влияют на сопротивление усталости металлов при действии циклических и знакопеременных нагрузок. Во впадинах неровностей происходит увеличение напряжений, что может привести к образованию усталостных трещин.

Параметры микрогеометрии профиля пера лопаток 12-й ступени компрессора (рис. 8) из стали ЭИ961Ш определялись после шлифования и полирования войлочными кругами и последующего виброконтактного полирования. Окончательная обработка лопаток 12 ступени компрессора выполнялась в два перехода при виброконтактном полировании алмазными лентами.



Рис. 8. Лопатка 12-й ступени компрессора

Первый переход связан с обработкой поверхности алмазной лентой АС 2 80/63 Р9 100%. На рис. 9 показаны поля шероховатости поверхности спинки и корыта. Установлено, что минимальное значение шероховатости поверхности на корыте приблизительно к бандажной полке, а на спинке – к середине лопатки. Изменение структуры микронеровностей связано с тем, что крепление лопаток 12-й ступени в приспособлении станка более жёсткое и она не обладает достаточной кинематической свободой при обработке.

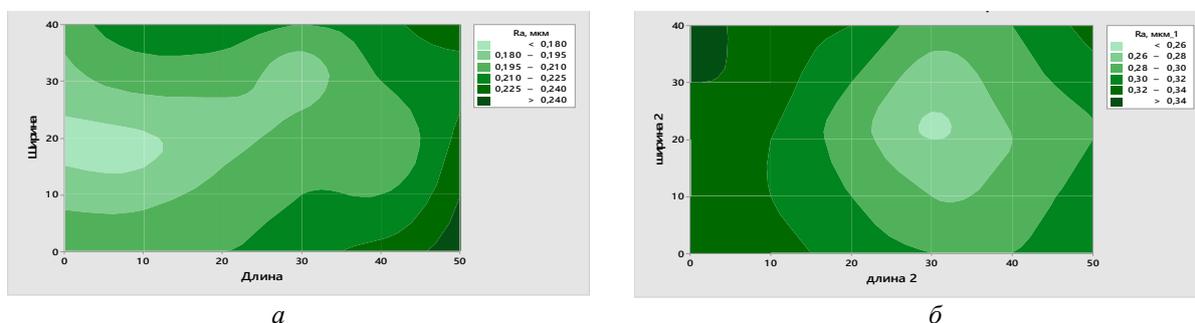


Рис. 9. Поля шероховатости поверхности лопаток 12-й ступени компрессора после первого перехода: а – корыто; б – спинка

На втором переходе обработка осуществлялась алмазной лентой на эластичных связках и АС 2 63/50 Р9 100%. При этом наблюдается аналогичная картина, как и при обработке лопаток первой ступени турбины – на спинке шероховатость выше, чем на корыте. Структура поверхности на корыте свидетельствует о недостаточности времени обработки лопатки, т.к. наблюдается достаточно большой разброс R_a по поверхности: от 0,18 до 0,28 мкм.

При исследовании распределения напряжений на дне обработанных рисок предложена зависимость по определению коэффициента концентрации напряжений α_σ [4]:

$$\alpha_{\sigma} = 1 + \pi \frac{32(0,013U_{cp} - 0,078)}{1000S_m}, \quad (6)$$

где U_{cp} – максимальная высота неровностей (приведённая амплитуда автокорреляционной функции); S_m – период колебания автокорреляционной функции (период автокорреляционной функции).

Из приведённых на рис. 10 данных следует, что определяющей является величина α_{σ} , полученная на спинке лопатки. Поэтому для выравнивания структуры поверхности спинки и корыта необходимо изменить зернистость алмазной ленты до 40/28.

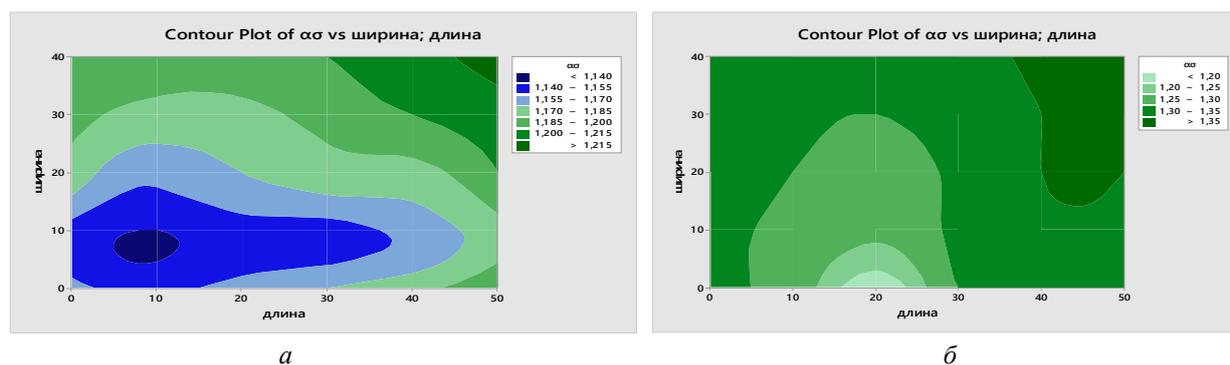


Рис. 10. Поля коэффициента концентрации напряжений поверхности лопаток 12-й ступени компрессора: а – корыто, б – спинка

Заключение

Доказано, что применение оптико-электронного метода оценки качества поверхности компрессорных и турбинных лопаток позволяет более глубоко анализировать технологию виброконтактного полирования, строить поля шероховатости поверхности и коэффициента концентрации напряжений.

Установлено, что применение оптимальных соотношений частот вертикальных и горизонтальных колебаний приводит к образованию однородной структуры поверхности профиля пера лопаток.

Исследованы области поверхности лопаток первой ступени турбины, примыкающей к отверстиям на входной кромке, и показано, что около отверстия величина шероховатости повышается в 1,5 – 1,7 раза.

Библиографический список

1. Абрамов А.Д., Носов Н.В., Подсекин И.А., Воронин В.Н. Оценка шероховатости поверхности оптико-электронным методом // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. 2005. № 33. С. 89-94.
2. Абрамов А.Д. Оценка микрогеометрии поверхности лопаток ГТД на основе анализа их автокорреляционных функций // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. 2007. № 2 (20). С. 117-123.
3. Абрамов А.Д., Никонов А.И., Носов Н.В. Способ контроля шероховатости поверхности изделия: патент РФ № 2413179; опубл. 27.02.2011; бюл. № 6.
4. Хусу А.П., Витенберг Ю.Р., Пальмов В.А. Шероховатость поверхностей. Теоретико-вероятностный подход. М.: Наука, 1975. 344 с.

ASSESSMENT OF GAS TURBINE ENGINE AIRFOIL SURFACE MICROSTRUCTURE

©2017

- N. V. Nosov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Technology of Machine Building Department;
Samara State Technical University, Samara, Russian Federation;
nosov@samgtu.ru
- A. D. Abramov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Electronic Systems and Information Security Department;
Samara State Technical University, Samara, Russian Federation;
esib@samgtu.ru
- S. I. Kosulin** Postgraduate student, Technology of Machine Building Department;
Samara State Technical University, Samara, Russian Federation;
nosov@samgtu.ru

We propose a new approach to the assessment of surface roughness of gas turbine engine airfoil after polishing. The micro-geometry of the blade surfaces was investigated with the use of an electrooptical system on the basis of computing the average amplitude of the variable component of the autocorrelation function obtained as a result of computer processing of the surface video images. The use of the electrooptical method of assessing the surface micro-geometry of compressor blades and turbine blades makes it possible to construct the fields of surface roughness and stress concentration factor, as well as to analyze the technology of finishing treatment in more depth.

Gas turbine engine; blades; surface roughness; micro-geometry; electrooptical system; autocorrelation function; quasi-optimal algorithm.

Citation: Nosov N.V., Abramov A.D., Kosulin S.I. Assessment of gas turbine engine airfoil surface microstructure. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 90-100. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-90-100

References

1. Abramov A.D., Nosov N.V., Podsekin I.A., Voronin V.N. Assessment of surface roughness by an electrooptical method. *Vestnik of Samara State Technical University. Technical Sciences Series*. 2005. No. 33. P. 89-94. (In Russ.)
2. Abramov A.D. Assessment of gas turbine engine blades surface micro-geometry on the basis of their autocorrelation functions. *Vestnik of Samara State Technical University. Technical Sciences Series*. 2007. No. 2 (20). P. 117-123. (In Russ.)
3. Abramov A.D., Nikonov A.I., Nosov N.V. *Sposob kontrolya sherokhovatosti poverkhnosti izdeliya* [Method of monitoring article surface roughness]. Patent RF, no.2413179, 2011. (Publ. 27.02.2011, bull. no. 6).
4. Khusu A.P., Vitenberg Yu.R., Pal'mov V.A. *Sherokhovatost' poverkhnostey. Teoretiko-veroyatnostnyy podkhod* [Surface roughness. Probability-theoretical approach]. Moscow: Nauka Publ., 1975. 344 p.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА БУБНОВА-ГАЛЁРКИНА ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ СТАЦИОНАРНЫХ ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗОК ОТСЕКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

© 2017

- П. А. Попов** соискатель кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; banduir@rambler.ru
- А. А. Синдюков** соискатель кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sindyukovart@mail.ru
- О. И. Малыхина** аспирант кафедры теоретической механики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; maloliya@ya.ru

Одним из важнейших этапов проектирования изделий ракетно-космической техники (РКТ) является этап зачётных вибродинамических испытаний конструкции, для проведения которых необходимо получить уровни вибрационного нагружения уже на стадии эскизного проекта. При определении режимов вибрационного и акустического нагружения на элементы конструкции перспективных ракет-носителей (РН) и сборочно-защитных блоков (СЗБ) необходимо использовать эффективные методы, апробированные на прежних изделиях. Эффективность методов определяется тем, что результаты проводимых с их помощью расчётов в большинстве случаев с достаточной точностью согласовывались с результатами натурных измерений. Предложен методический комплекс, который может быть использован с целью формирования уровней вибродинамических воздействий (ВДВ) на конструкцию изделий РКТ. Приведены уравнения вибродинамики оболочки и способ их решения, основанный на методе Бубнова-Галёркина; метод формирования правых частей данных уравнений, представляющих собой синусоидальное силовое воздействие, являющееся эквивалентом реальных спектров внешнего акустического нагружения, полученным на этапе лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ); описан способ формирования частотно-зависимых демпфирующих характеристик конструкции. Представлены спектральные характеристики ВДВ на конструкцию отсеков РН типа «Союз», полученные по результатам обработки телеметрической информации. На основе указанных характеристик проведены проверочные расчёты ВДВ на конструкцию отсеков РН. Представлены результаты вероятностного анализа полученных вибрационных нагрузок.

Ракета-носитель; приборный отсек; акустическое давление; вибродинамика; стационарная нагрузка; коэффициент механических потерь; пробные функции; комплексный модуль Юнга.

Цитирование: Попов П.А., Синдюков А.А., Малыхина О.И. Применение метода Бубнова-Галёркина при определении стационарных вибрационных нагрузок отсеков ракеты-носителя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 101-110. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-101-110

Расчётно-экспериментальный анализ динамики цилиндрического отсека

Конструкция отсеков РН в условиях старта и полёта подвергается интенсивным ВДВ, основная причина которых – акустические воздействия, возникающие при работе двигательных установок при старте и пульсационные псевдоакустические воздействия на этапе полёта. ВДВ нагружают изделие в разных направлениях, в то же время наиболее интенсивные колебания цилиндрических конструкций наблюдаются в радиальном направлении.

Для исследования динамики цилиндрического отсека при стационарном акустическом нагружении будем использовать систему уравнений, описывающих движение оболочки (рис. 1) в продольном, радиальном и касательном направлениях [1]:

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{1-\sigma}{2R^2} \frac{\partial^2 u_x}{\partial \varphi^2} + \frac{1+\sigma}{2R} \frac{\partial^2 u_z}{\partial x \partial \varphi} - \frac{\sigma}{R} \frac{\partial u_y}{\partial x} - \rho \frac{1-\sigma^2}{E} \omega^2 u_x = P \frac{1-\sigma^2}{Eh}, \\ \frac{1+\sigma}{2R} \frac{\partial^2 u_x}{\partial x \partial \varphi} + \frac{1}{2R^2} \frac{\partial^2 u_z}{\partial \varphi^2} + \frac{1-\sigma}{2} \frac{\partial^2 u_z}{\partial x^2} - \frac{1}{R^2} \frac{\partial u_y}{\partial \varphi} + \rho \frac{1-\sigma^2}{E} \omega^2 u_z = P \frac{1-\sigma^2}{Eh}, \\ -\frac{\sigma}{R} \frac{\partial u_x}{\partial x} - \frac{1}{R^2} \frac{\partial u_z}{\partial \varphi} + \frac{h^2}{12} \Delta \Delta u_y + \frac{u_y}{R^2} - \rho \frac{1-\sigma^2}{E} \omega^2 u_y = P \frac{1-\sigma^2}{Eh}. \end{cases} \quad (1)$$

Здесь u_x, u_y, u_z – соответственно продольная, радиальная и касательная составляющие перемещений обечайки, м; x, φ – соответственно продольная и окружная координаты; R, σ, ρ, E, h – соответственно радиус, м; коэффициент Пуассона; плотность, кг/м³; модуль Юнга, Па; толщина оболочки, м; ω – круговая частота, рад/с; P – акустическая нагрузка, Па (её представление будет описано далее). Величины ρ, E, h гладкой оболочки являются эквивалентными по жёсткости аналогичным параметрам стрингерных панелей с установленными внутри отсека приборами. Данные параметры были получены по формулам:

$$h = \sqrt{12J_1 / F_1}, \quad E = E_1 F_1 (1 - \sigma^2) / (b_1 h), \quad \rho = M_1 / (S_1 h),$$

где $J_1, F_1, E_1, b_1, M_1, S_1$ – момент инерции сечения ребра жёсткости относительно оси, проходящей через центр тяжести сечения, площадь поперечного сечения, модуль упругости рёбер жёсткости, расстояние между рёбрами жёсткости, масса отсека с приборами и площадь цилиндрической поверхности отсека соответственно.

Примечание: указанные формулы получены из условия равенства изгибной и мембранной жёсткостей оболочки соответственно жёсткостным константам при изгибе и растяжении стрингеров:

$$\frac{Eh^3}{12(1-\sigma^2)} = \frac{E_1 J_1}{b_1}, \quad \frac{Eh}{1-\sigma^2} = \frac{E_1 F_1}{b_1}.$$

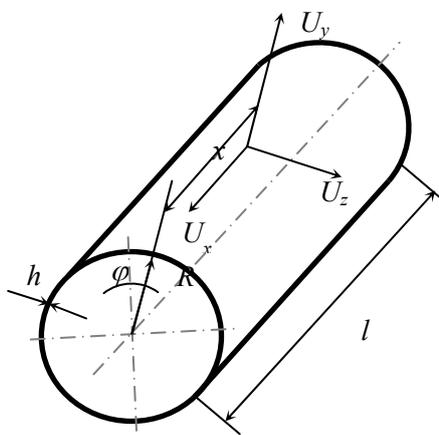


Рис. 1. Цилиндрическая оболочка с основными переменными

Дополним систему уравнений (1) граничными условиями, которые соответствуют жёсткому креплению оболочки при x , равном 0 и l :

$$\begin{aligned} u_x(x, \varphi) &= u_x(x, \varphi + 2\pi), \\ u_y(x, \varphi) &= u_y(x, \varphi + 2\pi), \\ u_z(x, \varphi) &= u_z(x, \varphi + 2\pi); \\ \\ u_z(x=l, \varphi) &= 0, & u_z(x=0, \varphi) &= 0, \\ u_y(x=l, \varphi) &= 0, & u_y(x=0, \varphi) &= 0, \\ \frac{\partial u_x}{\partial x}(x=l, \varphi) &= 0, & \frac{\partial u_x}{\partial x}(x=0, \varphi) &= 0, \\ \frac{\partial u_y}{\partial x}(x=l, \varphi) &= 0, & \frac{\partial u_y}{\partial x}(x=0, \varphi) &= 0. \end{aligned} \tag{2}$$

Для получения решения уравнения (1) с граничными условиями (2) и правой частью в данной работе предлагается использовать метод Бубнова-Галёркина [2]. В качестве пробных функций приняты следующие линейно независимые члены, удовлетворяющие граничным условиям (2):

$$\begin{aligned} \{u_{xi}\}_{i=2}^N &= \left\{ 1 - \sin^i(\varphi) x^i (x-l)^2 \right\}_{i=2}^N, \\ \{u_{yi}\}_{i=2}^N &= \left\{ \sin^i(\varphi) x^i (x-l)^2 \right\}_{i=2}^N, \\ \{u_{zi}\}_{i=2}^N &= \left\{ \sin^{i-1}(\varphi) x^{i-1} (x-l) \right\}_{i=2}^N. \end{aligned} \tag{3}$$

Тогда решение (1) с учётом (2) представится в виде:

$$\begin{aligned} u_x(x, \varphi) &= \sum_{i=2}^N A_i \left(1 - \sin^i(\varphi) x^i (x-l)^2 \right), \\ u_y(x, \varphi) &= \sum_{i=2}^N B_i \sin^i(\varphi) x^i (x-l)^2, \\ u_z(x, \varphi) &= \sum_{i=2}^N C_i \sin^{i-1}(\varphi) x^{i-1} (x-l). \end{aligned} \tag{4}$$

Подставляя соотношения (4) в уравнение (1), получим невязки $R(x, \varphi)$, $S(x, \varphi)$, $T(x, \varphi)$.

Величины A_i, B_i, C_i находим из условия ортогональности семейства (3) и невязок:

$$\begin{aligned} \int_{x=0}^l \int_{\varphi=0}^{2\pi} R(x, \varphi) u_{xi} dx d\varphi &= 0, \\ \int_{x=0}^l \int_{\varphi=0}^{2\pi} S(x, \varphi) u_{yi} dx d\varphi &= 0, \\ \int_{x=0}^l \int_{\varphi=0}^{2\pi} T(x, \varphi) u_{zi} dx d\varphi &= 0. \end{aligned} \tag{5}$$

Формирование акустических нагрузок

Акустические нагрузки были сформированы на основе метода наименьших квадратов (МНК) [3].

Пусть функция $P = P(f)$ задана таблицей значений $f_i, P_i, (i = \overline{1, n})$, где аргумент f_i – частота, Гц; P_i – функция внешнего акустического давления, Па. Функция внешнего акустического давления, воздействующего на РН, может быть найдена расчётным путём или получена при лётно-конструкторских испытаниях (ЛКИ). В работе рассматривается второй вариант.

Кроме того, пусть задано некоторое семейство функций $\{\varphi_j\}, j = \overline{1, m}$. Требуется так приблизить функцию $P(f)$ к функции вида:

$$g(f) = \sum_{j=1}^m a_j \varphi_j(f),$$

где $m < n$, чтобы сумма:

$$S = \sum_{i=1}^n \left[P_i - \sum_{j=1}^m a_j \varphi_j(f)_i \right]^2 \quad (6)$$

была наименьшей.

Для этого вычисляются производные по параметрам a_j от выражения (6) и затем решается система m линейных уравнений относительно m неизвестных a_j :

$$\frac{\partial S}{\partial a_j} = 2 \sum_{i=1}^n \left[\left(P_i - \sum_{j=1}^m a_j \varphi_j(f_i) \right) \varphi_j(f_i) \right] = 0. \quad (7)$$

Выражение (7) является необходимым условием существования экстремума (минимума) функции S . Для достаточности необходимо, чтобы вторая производная была больше нуля, что будет выполняться:

$$\frac{\partial^2 S}{\partial a_j^2} = 2 \sum_{i=1}^n \varphi_j^2(f)_i > 0.$$

Для построения эмпирических формул и нахождения коэффициентов a_j необходимо:

- выбрать форму представления функций φ_j . В качестве φ_j был использован полином вида

$$P = \sum_{j=-N}^M a_j f_i^j; \quad (8)$$

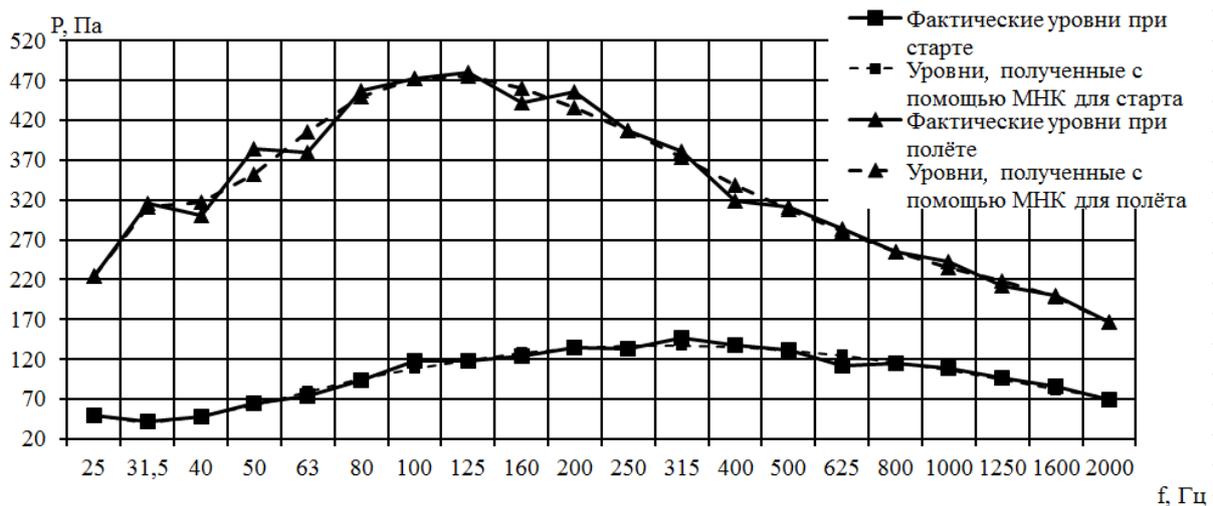
- воспользоваться расчётными или полученными при ЛКИ значениями $P_i = P(f_i)$.

Коэффициенты a_j , полученные на основе МНК по формулам (7), (8) для каждой рассматриваемой конструктивной зоны РН, а именно межбакового отсека (МБО) блока III ступени, приборного отсека (ПО) и хвостового отсека (ХО) блока «А» РН типа «Союз», представлены в табл. 1.

Таблица 1. Коэффициенты a_j , полученные на основе метода наименьших квадратов для каждой рассматриваемой конструктивной зоны

Степень членов в выражении (8)	МБО блока III ступени, старт	МБО блока III ступени, полёт	ПО блока А, старт	ПО блока А, полёт	ХО блока А, старт	ХО блока А, полёт
-7	-	-	-	-	$-1,99 \cdot 10^{15}$	$-5,19 \cdot 10^{14}$
-6	-	-	-	-	$-3,38 \cdot 10^{14}$	$8,46 \cdot 10^{13}$
-5	-	$9,66 \cdot 10^9$	$-6,43 \cdot 10^{10}$	$-0,35 \cdot 10^{10}$	$2,32 \cdot 10^{13}$	$-5,74 \cdot 10^{12}$
-4	-	$-3,43 \cdot 10^9$	$7,16 \cdot 10^9$	$2,25 \cdot 10^9$	$-8,17 \cdot 10^{11}$	$2,09 \cdot 10^{11}$
-3	955989,45	$2,60 \cdot 10^8$	$-3,04 \cdot 10^8$	$-6,60 \cdot 10^7$	$1,57 \cdot 10^{10}$	$-4,38 \cdot 10^9$
-2	76559,95	$-7,44 \cdot 10^6$	$6,31 \cdot 10^6$	463304,50	$-1,58 \cdot 10^8$	$5,12 \cdot 10^7$
-1	-8023,34	77384,79	-70489,17	-1541,6	724037,40	-308247,00
0	189,59	229,69	448,75	425,29	-751,26	1112,42
1	-0,09	-0,14	-0,37	-0,20	1,25	-0,62

На рис. 2 представлены 1/3-октавные уровни акустического давления, полученные при ЛКИ и суммированные в 1/3-октавные полосы результаты моделирования по МНК (формулы (7), (8)) для МБО блока III ступени.



Задание демпфирования

Показателем свойств конструкции изделия является механический импеданс по виброускорению Z_w , вычисленный по формуле

$$Z_w = \frac{Z_v}{j\omega}, \quad (9)$$

где $Z_v = \frac{P_1(x, r, \varphi)_{r=R} - P_2(x, r, \varphi)_{r=R}}{v_r}$;

v_r – радиальная составляющая колебательной скорости, м/с; индексы 1 и 2 соответствуют акустическому давлению с внешней и внутренней стороны обечайки соответственно, $j = \sqrt{-1}$.

Как видно из рис. 3, импеданс для случаев старта и полёта в полосах частот до 200 Гц имеет значительные отличия, а на частотах свыше 200 Гц его значения совпадают. Данная величина является функцией инерционно-жесткостных и демпфирующих характеристик, которые для случаев старта и полёта являются близкими. Однако немаловажным фактом является направленность акустического поля (реализуется наклонное падение акустических волн) и его влияние на механический импеданс [4]. При моделировании динамического отклика конструкции отсеков РН при их акустическом нагружении демпфирование было задано через комплексные модули упругости E (Па), которые определялись следующим образом:

$$E = E^* (1 + j\eta(\omega)),$$

где $\eta(\omega)$ – коэффициент механических потерь (КМП); E^* – модуль упругости конструкции отсека, Па.

Модуль упругости E^* является известной величиной, а величина КМП требует определения. Механический импеданс Z_w был получен экспериментально (рис. 3).

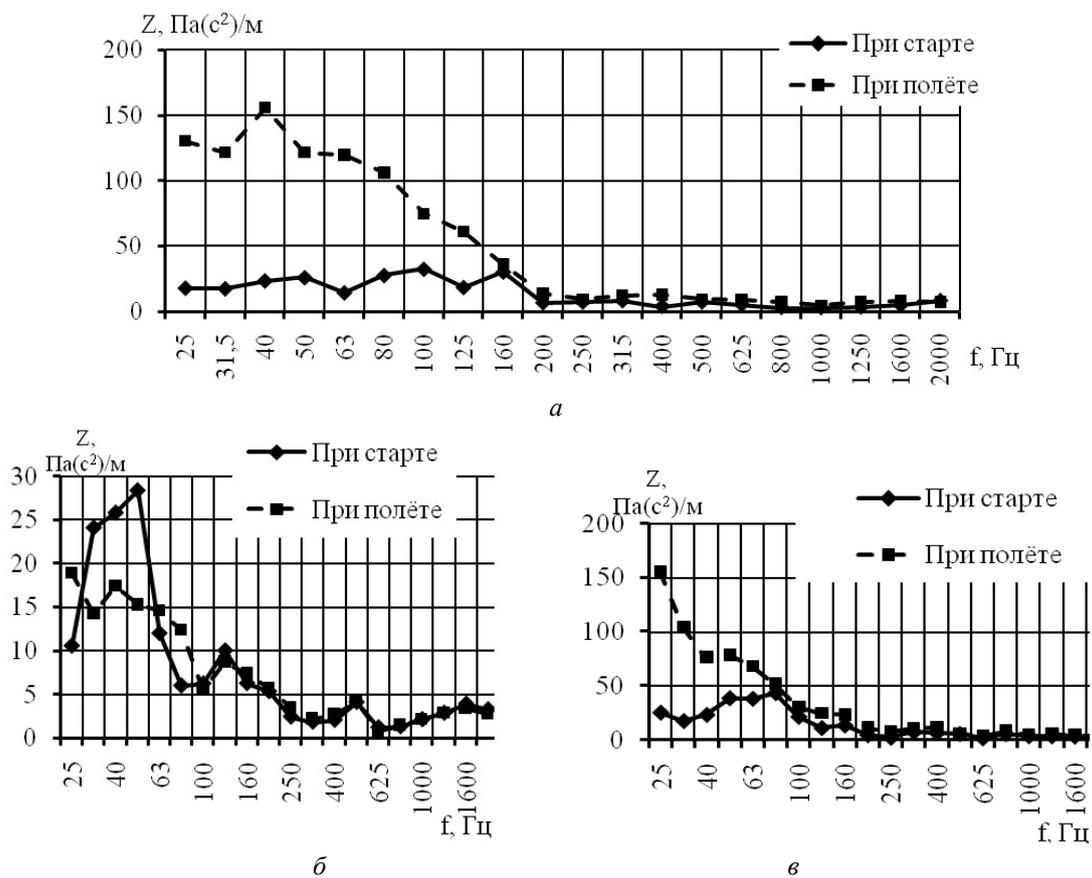


Рис.3. Механический импеданс (по ускорению) конструкции ПО (а), ХО (б) центрального блока, МБО блока III ступени (в)

Значение E^* может быть определено также в соответствии с формулой [5]:

$$Z_w = \frac{jG}{\omega R} \frac{\alpha n - \gamma (n^2 - \mu_{np}^2)}{\beta n - \delta (n^2 - \mu_{np}^2)}. \tag{10}$$

Здесь

$$\gamma = 1 - \mu_{np}^2 + \frac{h^2}{24R^2(1-\sigma)}(2n^4(1-\sigma) + (4-\sigma)n^2 + 2 + \sigma),$$

$$\mu_{np} = \frac{\omega}{c_{np}\sqrt{1+j\eta}}, \quad \delta = \frac{R}{h} - \frac{1-2\sigma}{2(1-\sigma)},$$

где G, ω, R, h, σ – величина сдвигового комплексного модуля упругости, Па; циклическая частота, рад×Гц; радиус, м; толщина обечайки, м; коэффициент Пуассона соответственно, c_{np} – скорость распространения продольных волн в обечайке, м/с – являются известными величинами, а КМП $\eta(\omega)$ вычисляется из уравнений (10) для каждого частотного диапазона. Полученные значения КМП для каждого из отсеков представлены в табл. 2.

Таблица 2. Значения КМП для каждого из отсеков

Отсек	$f_{ц}$, Гц	200	400	625	1000	1600
МБО	старт	0,018	0,02	0,04	0,03	0,032
	полёт	0,0068	0,03	0,04	0,02	0,015
ПО	старт	0,02	0,02	0,05	0,05	0,023
	полёт	0,02	0,03	0,05	0,04	0,03
ХО	старт	0,017	0,02	0,03	0,03	0,033
	полёт	0,015	0,03	0,03	0,03	0,025

Примечание: $f_{ц}$ – центральная частота 1/3-октавного поддиапазона частот, в которые попадают резонансные частоты до 2000 Гц

Результаты моделирования динамического нагружения конструкции отсеков

Для системы алгебраических уравнений (1) – (5) получены уровни ВДВ для различных зон РН типа «Союз» (рис. 4): конструкции ПО блока А ($a, б$), конструкции МБО блока III ступени ($в$) и кронштейна ХО блока А ($г$). Расчётные значения ВДВ сравнивались с результатами измерений. Измерения проводились на элементах конструкции ПО блока А, МБО блока III ступени и на кронштейне прибора в ХО блока А в радиальном направлении. Как видно из рис. 4, получены близкие уровни ВДВ при расчётах и при натурных измерениях на элементах конструкции МБО блока III ступени. Имеющиеся отличия в полосах частот 1/3-октавного спектра с центральными частотами 160 Гц – 400 Гц для ХО блока А вызваны наличием дополнительной динамики, соответствующей вибрации кронштейна прибора, установленного в ХО блока А. На рис.4, б представлены минимальное и максимальное возможные значения виброускорений каркаса ПО блока А, полученные с помощью вероятностного анализа на основании данных четырёх пусков РН. Вероятность попадания в доверительный интервал равна 95% при коэффициенте Стьюдента, равном 2,776.

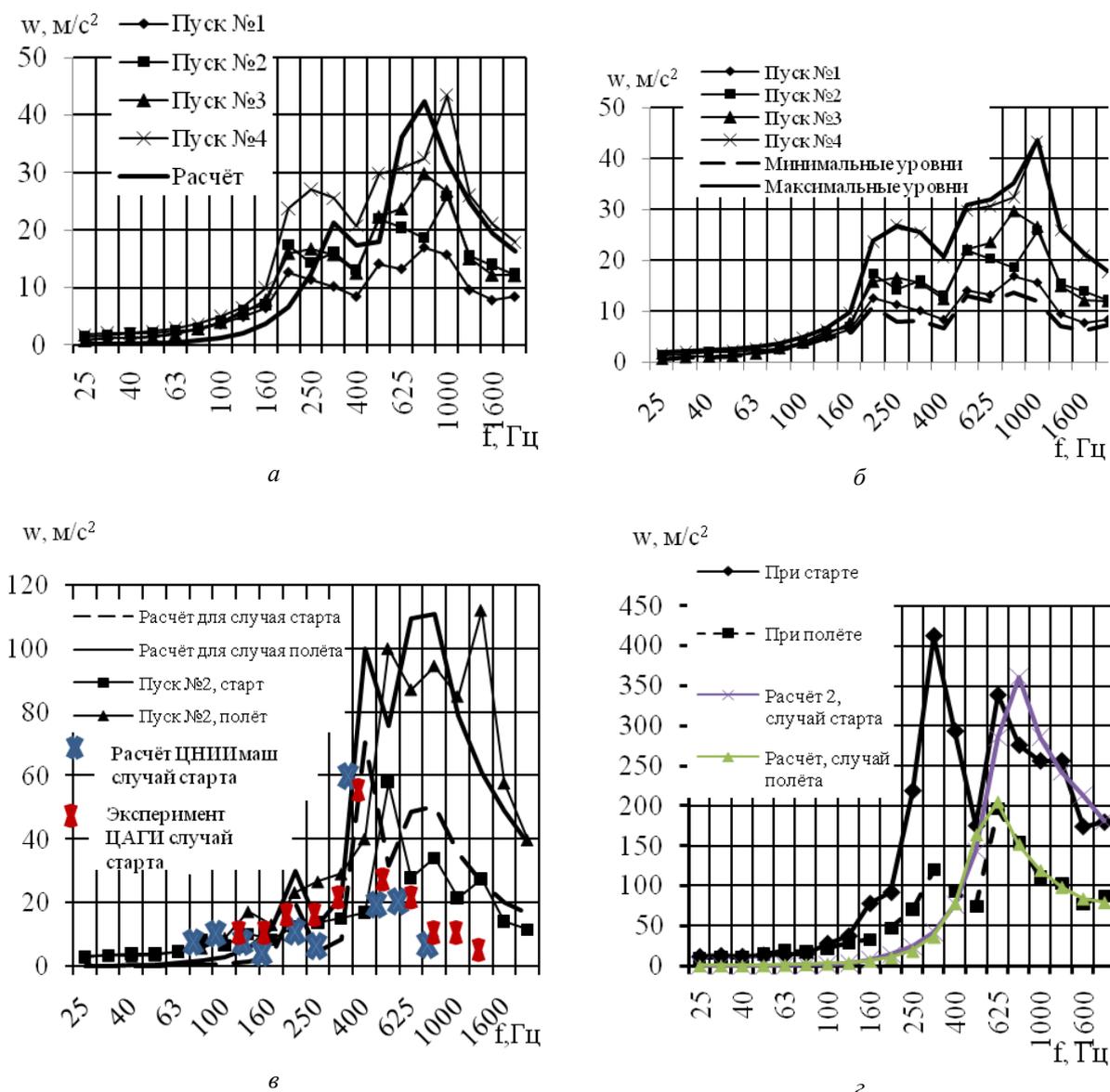


Рис. 4. Результаты расчётов, натурных и экспериментальных измерений вибрации в радиальном направлении и вероятностного анализа ВДВ отсеков РН: конструкции ПО блока А (а, б), конструкции МБО блока III ступени (в) и кронштейна ХО блока А (г)

Полученные результаты показали возможность применения разработанного методического комплекса для цилиндрических конструкций в широкой полосе частот от 200 до 2000 Гц, что не всегда реализуемо средствами конечно-элементного анализа. Выявлено соответствие увеличения виброн нагружения увеличению акустического нагружения (рис. 4, в, г).

Получено уточнённое распределение КМП по частотам, а также его некоторое изменение при старте и в случае полёта. Предложенный подход может быть использован для конструкций с другими массовыми и жёсткостными характеристиками.

Библиографический список

1. Перцев А.К., Платонов Э.Г. Динамика оболочек и пластин. Л.: Судостроение, 1987. 317 с.
2. Демидович Б.П., Марон И.А., Шувалова Э.З. Численные методы анализа. М.: Наука, 1967. 368 с.
3. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука, 1970. 720 с.
4. Иголкин А.А., Попов П.А., Крючков А.Н. Проблемы звукоизоляции панелей отсеков РН и головных обтекателей в условиях старта и полёта // Тезисы докладов региональной научно-практической конференции, посвящённой 50-летию первого полёта человека в космос. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2011. С. 139-140.
5. Шендеров Е.Л. Волновые задачи гидроакустики. Л.: Судостроение, 1972. 352 с.

APPLICATION OF BUBNOV-GALERKIN METHOD TO DETERMINE FIXED VIBRATIONAL LOADS OF LAUNCH VEHICLE COMPARTMENTS

© 2017

- P. A. Popov** post-graduate student, the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; banduir@rambler.ru
- A. A. Sindjukov** post-graduate student, the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sindyukovart@mail.ru
- O. I. Malykhina** post-graduate student, the Department of Theoretical Mechanics; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; maloliya@ya.ru

The stage of qualification vibration tests of space rocketry products is one of the most important stages of their design. To carry out the tests it is necessary to know the levels of vibration loads as early as the system definition stage. It is necessary to use methods that were previously tried and found efficient when defining the modes of vibration and acoustic loading on the structural elements of advanced launch vehicles and the assembly and protective blocks. The results of calculations made according to efficient methods in most cases agree with the results of full-scale measurements. We propose a methodological complex that will help engineers to create necessary vibration dynamic impact on the structures of space-rocketry products. Equations of shell vibration dynamics and a way of solving them on the basis of Bubnov-Galerkin method is presented in the paper. A method of forming the right-hand sides of the equations is also presented. The equations under consideration are equivalent to the actual spectra of external acoustic loads determined at the stage of flight development tests. A way of forming frequency-dependent damping characteristics of the structure is described. Spectral characteristics of vibration dynamic impact on a launch vehicle of the "Soyuz" type obtained by the results of processing of telemetric information are given. The vibration dynamic impact on the structure of the launch vehicle compartments is calculated on the basis of the characteristics specified. The results of the probability analysis of the vibration loads obtained are presented.

Launch vehicle; instrument module; acoustic pressure; vibration dynamics; fixed load; factor of mechanical losses; trial functions; complex Young module.

Citation: Popov P.A., Sindjukov A.A., Malykhina O.I. Application of Bubnov-Galerkin method to determine fixed vibrational loads of launch vehicle compartments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 101-110. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-101-110

References

1. Pertsev A.K., Platonov E.G. *Dinamika obolochek i plastin* [Dynamics of shells and plates]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1987. 317 p.
2. Demidovich B.P., Maron I.A., Shuvalova E.Z. *Chislennyye metody analiza* [Numerical analysis]. Moscow: Nauka Publ., 1967. 368 p.
3. Korn G., Korn T. *Spravochnik po matematike dlya nauchnykh rabotnikov i inzhenerov* [Reference book on mathematics for science officers and engineers]. Moscow: Nauka Publ., 1970. 720 p.
4. Igolkin A.A., Popov P.A., Kryuchkov A.N. Problemy zvukoizolyatsii paneley otsekov RN i golovnykh obtekateley v usloviyakh starta i poleta. *Tezisy dokladov regional'noy nauchno-prakticheskoy konferentsii, posvyashchennoy 50-letiyu pervogo poleta cheloveka v kosmos*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2011. P. 139-140. (In Russ.)
5. Shenderov E.L. *Volnovie zadachi gidroakustiki* [Wave problems of hydroacoustics]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1972. 352 p.

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ВЫСОКОТОЧНЫЙ ТЕРМОВАКУУМНЫЙ СТЕНД И НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА НЕСАМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

© 2017

В. В. Рыжков кандидат технических наук, научный руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Ю. Н. Верясов ведущий инженер Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Р. Н. Гальперин старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Ю. И. Гуляев ведущий инженер Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Ю. С. Ивашин кандидат технических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Представлен состав и основные характеристики систем многофункционального высокоточного термовакuumного стенда для огневых испытаний ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на несамовоспламеняющихся компонентах топлива. Вакуумная система обеспечивает начальное разрежение в камере $V = 3 \text{ м}^3$, $p_H = 5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.; топливная система позволяет проводить исследования и испытания РДМТ тягой $P = 5 \dots 500$ Н в непрерывном и импульсном режимах работы. При этом система термостатирования создаёт и поддерживает температуру компонентов на входе в двигатель в диапазоне от -15°C до $+50^\circ\text{C}$, а при проведении исследований по специальным программам термостаты могут обеспечить минимальную температуру газообразных рабочих тел $T_{\text{ex}}^{c.o.} \sim 100 \dots 120$ К. Автоматизированная система управления, сбора, обработки и отображения измерительной информации предназначена для сопровождения исследований и испытаний ракетных двигателей и получения результатов в реальном времени. Измерительная система оснащена высокоточными современными датчиками, позволяющими существенно увеличить точность определяемых параметров РДМТ. Инфракрасная тепловизионная система позволяет оценить тепловое состояние двигателя. Приведены результаты экспериментальных исследований рабочего процесса ракетных двигателей на несамовоспламеняющихся компонентах топлива. Представлена информация о динамических, энергетических параметрах перспективных схем РДМТ на компонентах $\text{H}_2\text{r} + \text{O}_2\text{r}$ и тепловом состоянии конструкции двигателя.

Ракетный двигатель малой тяги; несамовоспламеняющиеся компоненты топлива; многофункциональный высокоточный термовакuumный стенд; системы стенда; испытания; параметры двигателя.

Цитирование: Рыжков В.В., Верясов Ю.Н., Гальперин Р.Н., Гуляев Ю.И., Ивашин Ю.С. Многофункциональный высокоточный термовакuumный стенд и некоторые результаты огневых испытаний ракетных двигателей малой тяги на несамовоспламеняющихся компонентах топлива // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 111-126. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-111-126

При создании изделий ракетно-космической техники (РКТ) требуется проведение различного вида земных испытаний с имитацией эксплуатационных условий для определения соответствия основных параметров и характеристик требованиям технического задания в реальных диапазонах изменения режимных и конструктивных факторов [1].

Экспериментальные научные исследования, опытно-конструкторские работы, исследования и испытания по специальным программам и методикам, отработка изделий на различных этапах до настоящего времени являются источником наиболее достоверной информации о работоспособности, параметрах, характеристиках и надёжности жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) и ракетных двигателей малой тяги (РДМТ).

Особенно важен эксперимент для вновь создаваемых двигателей на перспективных топливных композициях.

Существенная особенность ракетных двигателей малой тяги, влияющая на систему управления, систему измерения, алгоритмы обработки экспериментальных данных, регистрацию и отображение измерительной информации, заключается в работе РДМТ в импульсных режимах наряду с непрерывной длительностью $\tau_{вкл} = 0,05 \dots 1000$ с.

Для решения задачи проведения экспериментальных исследований и отработки изделий РКТ создаются специализированные стенды.

Многофункциональный высокоточный термовакуумный стенд НИЦ КЭ Самарского университета предназначен для проведения огневых испытаний ракетных двигателей малой тяги на различных несамовоспламеняющихся компонентах топлива с имитацией условий космического пространства при выполнении научно-исследовательских, опытно-конструкторских и других работ.

Стенд обеспечивает комплекс исследований процессов воспламенения, смесеобразования, теплового состояния двигателя на газообразных и жидких несамовоспламеняющихся компонентах топлива, а также определение динамических, энергетических параметров и характеристик, надёжности РДМТ в непрерывном и импульсном режимах работы с термостатированием компонентов топлива и объектов исследования в широком диапазоне изменения режимных параметров.

Стенд состоит из огневого бокса в двух уровнях для размещения технологического оборудования; пультовой, где расположены средства управления пневмогидравлической системой и объектом исследования; приборной; хранилища газообразных и жидких компонентов топлива и технологических газов.

В боксе размещаются: вакуумная камера объёмом $V = 3$ м³ с рабочим местом для крепления объекта исследования и автономная вакуумная система, обеспечивающие глубину разрежения до $5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.; системы топливоподачи; системы измерения, элементы системы управления пневмогидросистемой (ПГС) стенда и вспомогательные системы.

В пультовой расположены стойки управления технологическими операциями; компьютерная система, обеспечивающая информационное сопровождение проведения испытаний; система управления вакуумными насосами. В приборной размещена вторичная измерительно-регистрирующая аппаратура.

Приведём основные технические характеристики стенда. Количество рабочих мест для испытаний РДМТ – одно. Тяга двигателей – $5 \dots 500$ Н. Режимы работы – непрерывный и импульсный. На стенде предусмотрена работа с использованием жидких углеводородных горючих (керосин, синтин, спирт и др.); газообразных горючих (водород, метан, пропан и др.). В качестве окислителя используются: газообразный кислород, имитатор генераторного газа и др. Давление компонентов топлива на входе в изделие: горючее – $(1,0 \dots 2,5)$ МПа; окислитель – $(2,0 \dots 7,0)$ МПа. Температура компонен-

тов топлива на входе в изделие: горючее, окислитель – $(-15...+35)^\circ\text{C}$; расходы компонентов топлива: горючее – до 0,3 кг/с; окислитель – до 1,2 кг/с.

Вакуумная система с кормовым диффузором обеспечивает безотрывное течение продуктов сгорания в сопле с $\bar{F}_a < 250$ в процессе испытаний.

Имеется возможность регистрации температуры поверхности двигателя при работе в непрерывном режиме.

Стенд включает в себя следующие основные системы: вакуумную, топливную, управления, измерения, термостатирования и вспомогательные. Планировка стенда показана на рис. 1.

Вакуумная система стенда предназначена для имитации эксплуатационных условий работы РДМТ при земных испытаниях в части обеспечения давления окружающей среды.

Вакуумная система стенда – автономная, созданная на базе комплекса УВ-3/2. Объём барокамеры, где размещается объект исследования, составляет $3,0 \text{ м}^3$. Начальное давление в барокамере перед запуском двигателя $5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.

Вакуумная система состоит из стойки управления установкой УВ-3/2, вакуумной камеры, двух агрегатов НВЗ-75Д, насоса 2ДВН-500, вакуумных затворов (9 единиц), вакуумпроводов с внутренним диаметром 100 мм, каналов измерения, градуировки, регистрации давления в вакуумной камере (системе). Камера соединена с вытяжной вентиляцией и с системой эвакуации продуктов сгорания.

Форвакуумная откачка камеры осуществляется механическими вакуумными агрегатами НВЗ-75Д до давления 1 мм рт. ст. Затем подключается двухроторный насос 2ДВН-500 и продолжается откачка до начального рабочего давления – $5 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.

При необходимости получения более глубокого вакуума в вакуумной камере в систему может быть включён высоковакуумный агрегат или бустерный насос типа 2 НВБМ-160 (250).

Расширение возможностей вакуумной системы стенда может быть несложно достигнуто путём подсоединения к централизованному вакуумному комплексу, который располагает более мощными насосами типа НВЗ-300 и 2ДВН-1500, что позволит существенно сократить время достижения заданного начального давления в камере, а также увеличить скорость эвакуации продуктов сгорания из вакуумной камеры и, таким образом, время работы РДМТ в непрерывных режимах. Этой же цели способствует применение в вакуумной системе кормовых диффузоров [2].

Топливная система стенда позволяет вести установку давления компонентов на входе в РДМТ в диапазоне от 1,0 до 5,0 МПа и поддержание этого давления при работе двигателя с точностью ± 50 кПа.

Система термостатирования создаёт и поддерживает температуру компонентов топлива на входе в РДМТ в диапазоне от -15 до $+50$ $^\circ\text{C}$. В случае проведения исследований по специальным программам термостаты могут обеспечить минимальную температуру газообразных рабочих тел $T_{\text{ex}}^{\text{г.о.}} \sim 100...120$ К.

Топливная система стенда позволяет вести подготовку газообразного окислителя с заданным соотношением ингредиентов (имитация газогенераторного газа) и подачу его в двигатель; подготовку жидкого горючего с заданной степенью газонасыщения путём деаэрации растворенного в жидкости газа (азота) и замещения его гелием с целью имитации эксплуатационных условий и проведения исследований, например, процесса воспламенения в условиях, приближённых к реальным.

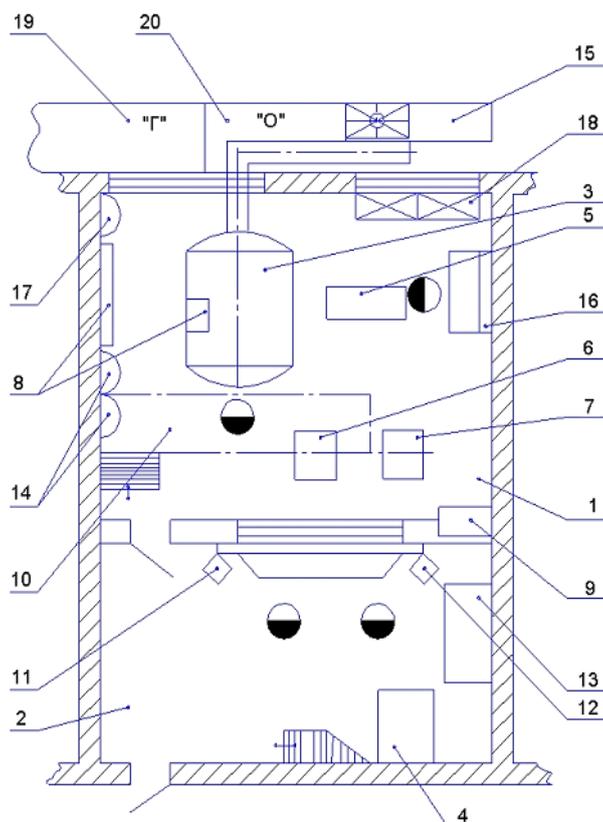


Рис. 1. Планировка основных систем стенда:

1 – огневого бокса ($S \sim 32 \text{ м}^2$); 2 – пультовая ($S \sim 14 \text{ м}^2$); 3 – вакуумная камера ($V = 3 \text{ м}^3$); 4 – стойка управления элементами вакуумной системы; 5, 6, 7, – вакуумные насосы (НВЗ-75 и 2ДВН-500); 8 – элементы системы подачи «О»; 9 – топливный шкаф системы «Г»; 10 – площадка обслуживания вакуумной камеры; 11 – автоматизированная система управления, сбора, обработки и отображения измерительной информации; 12, 13 – пневмопульты управления ПГС стенда; 14 – система пожаротушения; 15 – система вытяжной вентиляции; 16 – вспомогательное рабочее место; 17 – система водоснабжения; 18 – площадка обслуживания водородной системы; 19 – хранилище «Г»; 20 – хранилище «О».

Расход газообразных и жидких несамовоспламеняющихся компонентов топлива в непрерывном режиме работы РДМТ измеряется с помощью массового кориолисова расходомера.

Расход рабочих тел для технологических операций измеряется массовыми термодифференциальными расходомерами.

Топливную систему стенда удобно разбить на две составляющие: системы окислителя и горючего. Фрагмент топливной системы (система окислителя) представлен на рис. 2.

Аналогичным образом организована и система газообразного горючего.

Отличительной особенностью топливной системы на газообразных рабочих телах является наличие в её составе мерных ёмкостей различного объёма, которые образуют комплекс измерения расхода испытуемого двигателя «Импульс».

Система жидкого горючего включает в себя подсистемы: наддува и поддержания заданного давления в ёмкости горючего в процессе испытаний изделия, заправки и дренажа системы; деаэрации растворённого в жидкости газа (азота) и замещения его гелием, контроля газонасыщения горючего; измерения расхода жидкого горючего в непрерывном и импульсном режимах работы; пускового участка горючего с обеспечением параметров объективности исследуемого изделия.

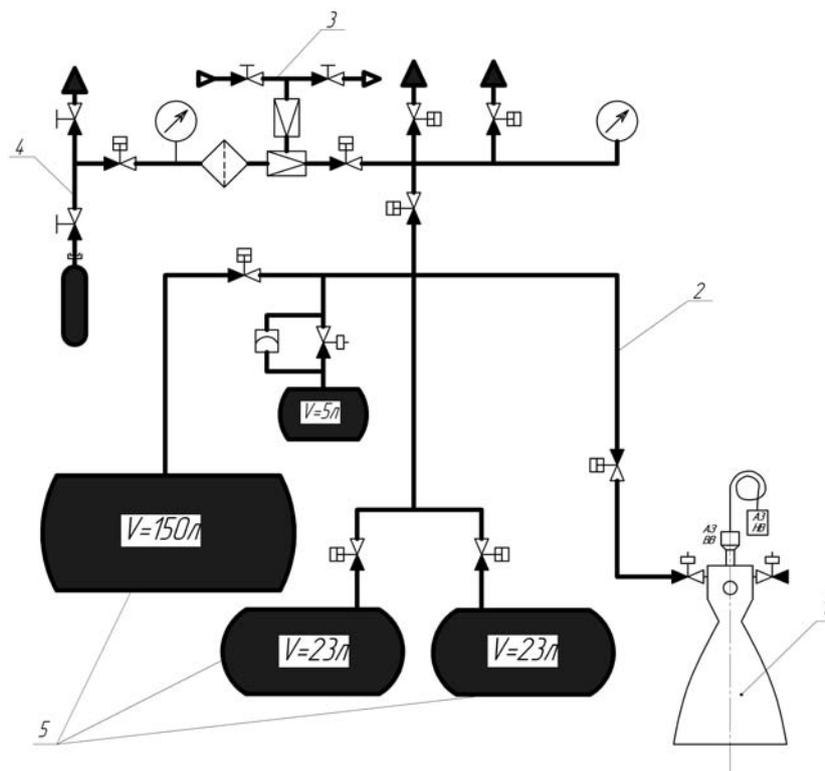


Рис. 2. Система окислителя термовакuumного стенда:

1 – объект исследования; 2 – пусковой участок с расходомерами и датчиками измерения давления и температуры на входе в изделие; 3 – система питания электропневмоклапанов воздухом высокого давления; 4 – система хранения окислителя; 5 – система измерения расхода газообразного рабочего тела в импульсном режиме работы изделия

Система управления стенда обеспечивает время работы двигателя в диапазоне $\tau_{\text{вкл}} = 5 \cdot 10^{-2} \dots 10^3$ с в непрерывном режиме работы и в режиме одиночных включений, работу РДМТ с частотой до 20 Гц в импульсном режиме и управление элементами ПГС стенда.

Функции управления осуществляет компьютерная система. Автоматизированная компьютерная система [3] термовакuumного стенда при подготовке и в процессе испытаний предназначена для выполнения следующих операций: управление работой РДМТ по заданной циклограмме (программе испытаний); управление пневмогидравлической системой стенда; проведение градуировок измерительных каналов тяги, давлений, расходов, температур; измерение требуемых по программе испытаний параметров РДМТ; сбор информации с измерительных каналов стенда при проведении испытаний; хранение информации в компьютере; обработка результатов измерений по специальным алгоритмам и программам на компьютере автоматизированной системы; отображение результатов испытаний в виде протоколов, графиков и таблиц; формирование и ведение баз данных экспериментальных РДМТ.

Система обеспечивает следующие технические характеристики:

- регистрацию до 20 аналоговых сигналов в диапазонах $-5 \dots 5$ В;
- регистрацию до 32 дискретных сигналов с характеристиками: «0» $-1 \dots 5$ В, «1» $-10 \dots 15$ В;
- формирование до 48 управляющих дискретных сигналов в диапазоне $0 \dots +30$ В;
- частоту опроса измерительных каналов в среднем до 25 кГц/канал (до 200 кГц/канал);
- регистрацию до 50 значений температуры изделия, компонентов и т.д.;
- дискретность отсчёта времени до 0,1 мс.

Принципиально компьютерная база позволяет расширить возможности автоматизированной системы путём установки (замены) дополнительных блоков (адаптеров ввода-вывода, релейных и бесконтактных плат управления и др.). В состав системы включены имитатор сигналов, позволяющий производить оперативное тестирование.

Программное обеспечение позволяет:

- проведение градуировок аналоговых каналов, обработку результатов градуировок, оценку погрешностей градуировок;
- задание режимов работы двигателя и переменных для обработки результатов экспериментов;
- управление работой двигателя по заданной программе, ПГС стенда, элементами измерительных систем;
- сбор, обработку и отображение информации о параметрах двигателя в реальном времени;
- создание баз экспериментальных данных, цифровых портретов изделий.

Система измерения стенда представляет собой совокупность измерительных каналов и предназначена для независимого измерения основных параметров РДМТ в процессе испытания. Измерение давления окислителя и горючего на входе в двигатель и давления рабочего тела в камере сгорания осуществляется датчиками давления, в том числе Wika S10 различного номинала с погрешностью не выше 0,25 %; температура компонентов топлива на входе в объект исследования измеряется термопарами группы ХК, а также преобразователями температуры Wika TR-30 с визуализацией показаний давления и температуры на электронных измерителях-регуляторах типа ТРМ 200 и регистрацией показаний в компьютерной автоматизированной системе стенда.

Для измерения быстропеременных давлений в камерах сгорания изделий и топливных магистралях, особенно при работе двигателей в импульсных режимах, в настоящее время предлагается достаточно большое количество различных датчиков давления, но сведения о динамических параметрах производители, как правило, не представляют. Поэтому информация о таких характеристиках датчиков может представлять интерес для специалистов в области испытаний ракетных двигателей малой тяги.

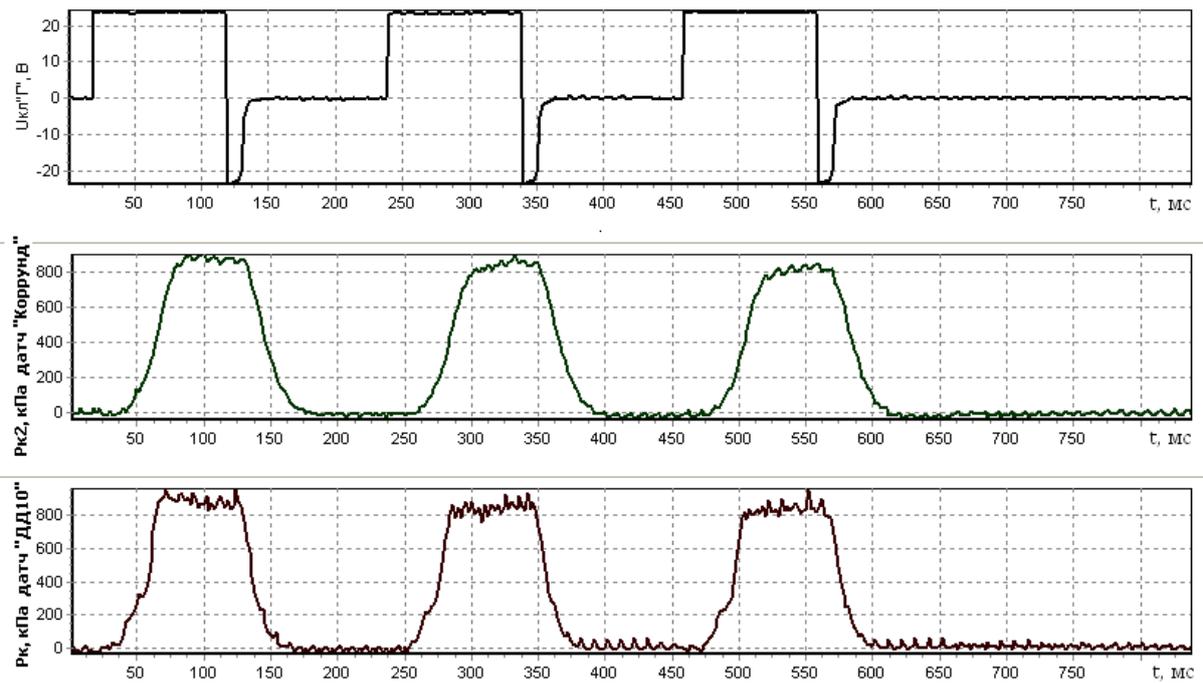
На рис. 3 представлены результаты сравнительных испытаний некоторых типов датчиков в составе экспериментальных РДМТ при работе последних в импульсном режиме на базе каналов P_k .

В качестве опорного (эталонного) принят сигнал с известного датчика давления типа ДД-10 с комплектом вторичной аппаратуры 4 АНЧ-22.

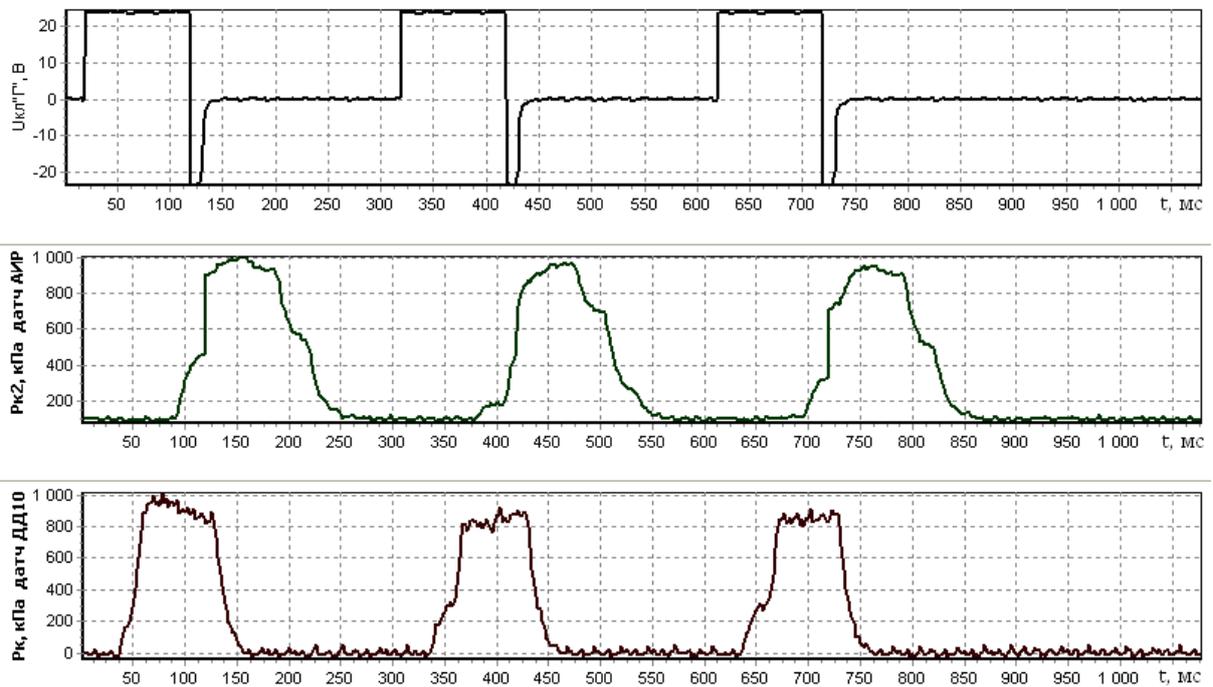
Не обсуждая особенности исследуемых типов датчиков давления, отметим, что по динамическим параметрам при работе двигателей в импульсном режиме требованиям к измерениям давления отвечают датчики типа «Honeywell» и «Wika» (S-10), которые не уступают эталонному ДД-10.

С точки зрения влияния на мембрану датчика давления высокотемпературных продуктов сгорания при организации измерений в камере РДМТ следует отметить, что в настоящее время отсутствуют средства измерения, рассчитанные на температуру рабочих тел порядка $t \sim 2500^\circ\text{C}$ (существуют датчики с температурой порядка 200°C и 500°C). Поэтому альтернативы системе измерения давления с охлаждаемым корпусом для датчика давления пока не существует.

Но переход при испытаниях РДМТ на высокоточные датчики измерения давлений P_k и $P_{ex}^{z.o.}$ увеличит точность определения параметров как прямых, так и косвенных измерений до величины не более 0,25%, что собственно подтверждается при градуировке соответствующих каналов измерений.



а



б

Рис. 3. Результаты сравнительных испытаний зависимостей давления от времени в камере сгорания, полученных различными датчиками давления: а – зависимость давления в камере сгорания двигателя от времени для датчиков «АИР» и «ДД-10»; б – зависимость давления в камере сгорания двигателя от времени для датчиков «Корунд» и «ДД-10» (см. также с. 118)

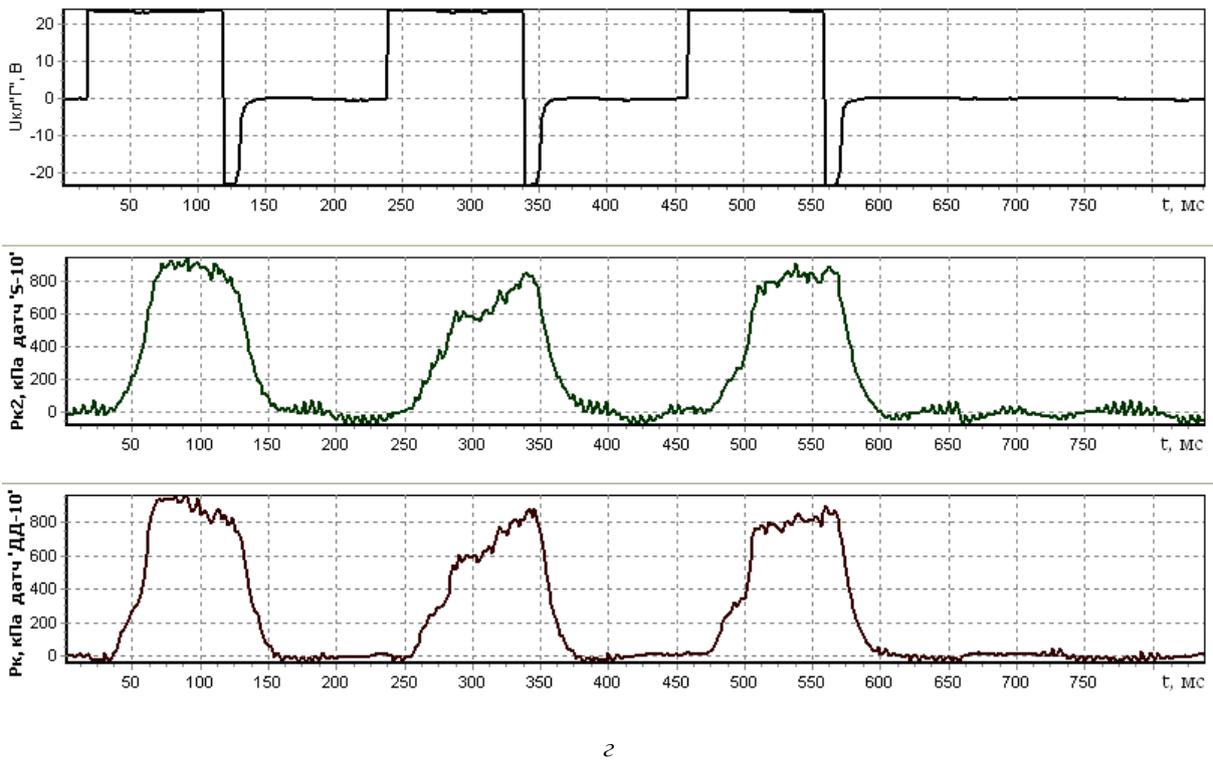
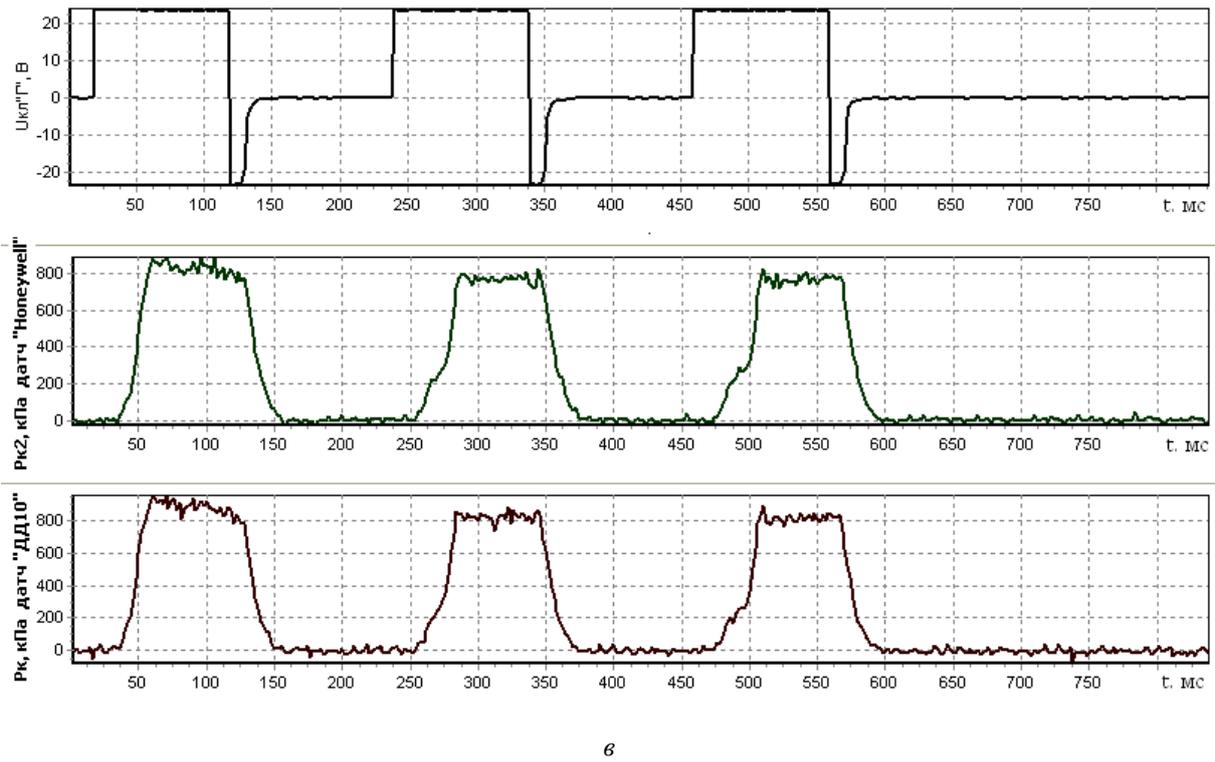


Рис. 3. Окончание:

в – зависимость давления в камере сгорания двигателя от времени для датчиков «Honeywell» и «ДД-10»;
г – зависимость давления в камере сгорания двигателя от времени для датчиков «S-10» и «ДД-10»

Для измерения основного параметра двигателя – тяги РДМТ – используется специальное силоизмерительное устройство, разработанное на базе тензодатчиков типа ВВА-SS различного номинала и точностью не ниже $\pm 0,75\%$.

Силоизмерительное устройство располагается на рабочем столе в вакуумной камере и позволяет проводить испытания объекта в непрерывном режиме работы в вертикальном и горизонтальном положениях.

Сигнал с тензодатчиков визуализируется на дисплее весового терминала WCC, а его предварительный анализ производится с помощью многофункционального графического весового контроллера WLF-100.

Для измерения тяги в импульсном режиме работы используется специально спроектированная балка с собственной частотой порядка 500 Гц и триангуляционный оптический лазерный датчик перемещения РФ 603 с собственной погрешностью $\pm 0,25\%$. Совокупная погрешность измерения по предварительным оценкам составляет в непрерывном режиме $\pm 1,0\%$, в импульсном $\pm 2,0\%$.

Силоизмерительное устройство спроектировано с возможностью проводить испытания РДМТ разных тяг, которые могут иметь различные конструкции смесительной головки и узлы крепления, при этом расположить измерительный датчик (ВВА-5) по оси камеры двигателя не представляется возможным. Сила, создаваемая РДМТ, передаётся на измерительный датчик через передаточную балку. Конструктивно заложено, что сила, приложенная к датчику, в два раза меньше силы, развиваемой РДМТ.

На рис. 4 представлена схема расположения датчиков ВВА-5 в системе измерения тяг. Разработанная конструкция тягоизмерительного устройства предполагает некоторые технологические операции перед его эксплуатацией.

Перед установкой датчиков в силоизмерительное устройство производится их градуировка с помощью грузов известной массы с записью сигналов в компьютерную систему и определением градуировочных зависимостей.

После градуировки оба датчика устанавливаются на рабочие места. Для учёта конструктивных и режимных факторов после сборки устройства производится определение корректирующего градуировочного коэффициента для измерительного датчика как отношение сигналов с задающего и измерительного датчиков.

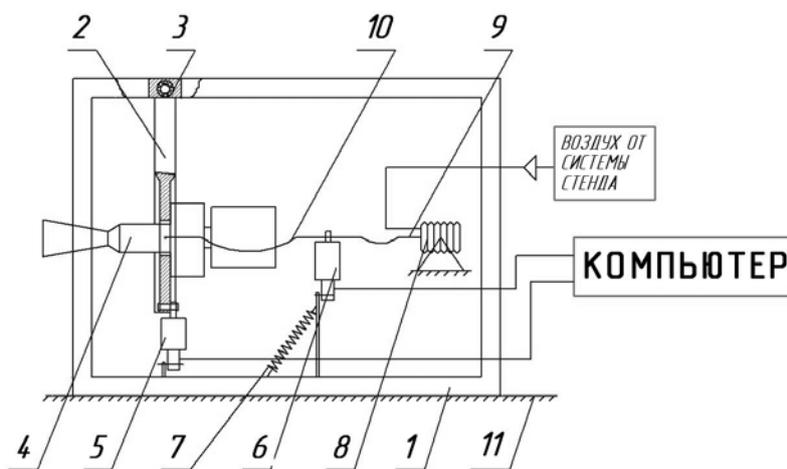


Рис. 4. Схема силоизмерительного устройства:

1 – рама установки; 2 – передаточная балка; 3 – узел подвеса; 4 – ЖРДМТ; 5 – измерительный датчик весоизмерительный тензорезисторный типа ВВА-5; 6 – задающий датчик типа ВВА-5; 7 – пружина; 8 – силосоздающее устройство; 9 – нить передающая; 10 – нить соединительная; 11 – рабочий стол вакуумной камеры

После определения корректирующего коэффициента измерительного датчика устройство приводят в рабочее состояние: прекращается подача рабочего тела в силозадающее устройство, ослабляется передающая нить, снимается пружина и разъединяется силовая связь между датчиками.

Расход газообразных и жидких несамовоспламеняющихся компонентов топлива в непрерывном режиме работы РДМТ измеряется с помощью массового кориолисова расходомера КЕМ (измерительный элемент КСМ 0300, преобразователь КСЕ-800), точность измерений составляет $\pm 0,5\%$.

Не проводя детального анализа работы расходомеров, отметим лишь следующие результаты. Величина расхода жидкости и газа, полученная стендовыми расходомерами, достаточно достоверно подтверждается контрольными средствами измерения при работе в непрерывных режимах работы.

При работе изделий в импульсных режимах использовать кориолисовы расходомеры не представляется возможным, поскольку имеет место задержка записи сигнала расходомера от момента подачи команды на клапаны двигателя: для газа 0,4 с, для жидкости 1,2 с.

В связи с этим остаётся актуальным вопрос об измерении расходов газа и жидкости в импульсных режимах работы РДМТ.

Для измерения расхода газообразных рабочих тел при испытаниях, расхода газов для технологических целей, включая градуировку систем измерений в импульсных режимах, для технологических пусков на стенде используется термодифференциальные массовые расходомеры THERMATEL TA-2 по водородной и кислородной линиям. Расходомер выполняет измерения массового расхода, используя принцип определения теплоотвода от нагретой поверхности.

Поскольку динамические параметры используемых массовых расходомеров не позволяют применять их в импульсных режимах работы, то для обеспечения измерения газообразных рабочих тел в процессе испытаний РДМТ в режиме одиночных включений и в импульсном режиме разработана и создана специальная система «Импульс», элементы которой показаны на рис. 2.

Работа системы заключается в следующем. Перед испытанием расходная и эталонная ёмкости заполняются до давления подачи, которое контролируется датчиками $P_{ex}^{z.o.}$. Датчик перепада давления при этом показывает нулевое значение.

Перед выработкой газообразного компонента из расходной ёмкости (ёмкостей) эталонная ёмкость изолируется от системы с помощью соответствующего электропневмоклапана. После останова двигателя и выдержки определённой паузы датчик перепада давления зафиксировывает величину ΔP . Информация от датчика записывается и обрабатывается компьютерной системой, а массовый расход определяется по соотношению:

$$\dot{m} = (\Delta P V) / (RT),$$

где R – газовая постоянная; ΔP – перепад давления, фиксируемый датчиком перепада; V – объём расходных баков, определённый с помощью градуировок; T – температура в К.

Результаты сравнительных измерений массового расхода газообразного топлива с помощью датчика расхода и системы «Импульс» согласуются с точностью не хуже 1,5%.

Для решения проблем измерения расхода жидких компонентов топлива в режиме одиночных включений и импульсных режимов работы РДМТ на стенде функционирует система, схема которой представлена на рис. 5.

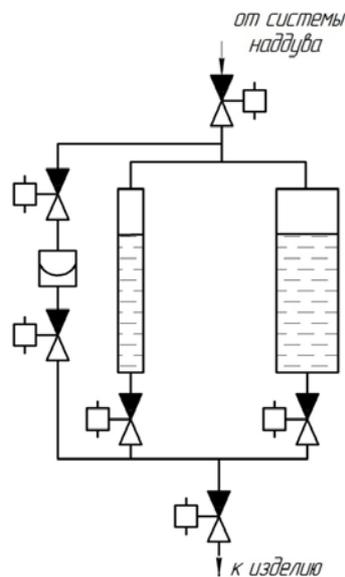


Рис. 5. Схема расходомера для жидких компонентов при работе РДМТ в импульсных режимах

Перед испытанием двигателя в системе обеспечивается наддув до давления подачи жидкого компонента в изделие, при этом используется единичная ёмкость или совокупность ёмкостей в зависимости от величины расхода компонента. Датчик перепада давления показывает нулевое значение. После завершения импульса тяги датчик перепада регистрирует величину перепада, соответствующую израсходованному топливу. С учётом градуировочной характеристики $\dot{m} = f(\Delta P)$ определяется массовый расход жидкого компонента за единичное включение двигателя, при серии импульсов по специальной методике общий измеренный расход раскладывается на каждый импульс.

В качестве датчиков перепада давления в системах измерения расхода газообразных и жидких рабочих тел использован датчик, имеющий следующие основные технические характеристики:

- марка датчика – ДМД-331-А-5;
- назначение датчика – измерение перепада давления;
- измеряемый перепад давления – 250 кПа, 100 кПа, 25 кПа, 10 кПа.

При создании ракетных двигателей малой тяги одной из ключевых проблем является отработка теплового состояния двигателя – обеспечение соответствия максимальной и допустимой температуры стенки двигателя, определяемой свойствами используемого конструкционного материала.

Как правило, заключительный этап этой работы проводится на стадии экспериментальной отработки РДМТ, когда необходимо получить информацию о температурных полях двигателей с учётом всех мероприятий, направленных на обеспечение теплового состояния конструкции. До недавнего времени для решения этой задачи использовались специальные термодатчики – локальные контактные средства измерения. В связи с применением в ЖРДМТ современных конструкционных материалов, таких как молибден, ниобий, рений и сплавов на их основе с покрытием, возникает потребность в освоении бесконтактных способов определения теплового состояния двигате-

лей. Перспективными устройствами для этих целей являются инфракрасные тепловизионные системы [4; 5].

К основным параметрам, характеризующим тепловизионную систему, можно отнести следующие:

- диапазон температур тепловизора;
- температурная чувствительность;
- частота обновления кадров;
- матрица тепловизора;
- функция определения минимальной (максимальной) температуры объекта;
- наличие в тепловизоре встроенной цифровой камеры.

Используемая на стенде инфракрасная тепловизионная система FLIR SC7700M применяется для широкого спектра научных задач, для которых важны высокие технические характеристики, такие как температурный диапазон: $-20...+2500^{\circ}\text{C}$, спектральный диапазон: $3...5$ мкм, температурная чувствительность не хуже 18 мК, разрешение изображения $640 \times 512 / 14$ бит, максимальная частота обновления кадров не менее 100 Гц (с возможностью увеличения до 3000 Гц). Термографический анализ ведётся с помощью специального программного обеспечения «Альтаир».

Программа обеспечивает возможность просмотра последовательности изображений в режиме реального времени и сохранения их со скоростью до 2000 кадров в секунду. В сочетании с другими компонентами программного обеспечения она может использоваться для управления режимом съёмки. Измеряются следующие величины: температура, яркость, тепловой поток.

В процессе исследований и испытаний РДМТ решаются следующие задачи, основанные на функциональных характеристиках инфракрасной тепловизионной системы:

- выявление и локализация зон с максимальной температурой поверхности и оценка её величины;
- локализация интересующей области и запись изменения температуры в её границах;
- определение температуры изделия по заданным сечениям, направлениям, пространственным координатам и др.

Давление разрежения в вакуумной камере (системе) является важным параметром при исследованиях и испытаниях РДМТ, поскольку он кроме прямого назначения, используемого для контроля условий и сравнения его с заданными значениями при испытаниях, применяется также при определении величины пустотной тяги двигателя.

Измерение давления разрежения в вакуумной камере (системе) на стенде осуществляется с помощью датчиков типа ИКД-6ТДа или CVG-101GBNW16 с регистрацией их показаний в компьютерной системе и на дисплее преобразователя датчика.

Перед испытаниями проводится индивидуальная градуировка датчика. Опорный вакуум при этом создается вакуумным насосом типа НВЗ-431 и контролируется лампой ПМТ-2 с регистрацией показаний на ионизационно-термопарном вакуумметре и в компьютерной системе.

В работе объектами исследования являются экспериментальные образцы РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе тягой $P \sim 25$ Н и $P \sim 100$ Н, в которых воспламенение компонентов топлива организовано в разрядной полости свечи зажигания (аналог форкамерного воспламенения). Схема смесеобразования двигателей характеризуется взаимодействием закрученных коаксиальных потоков горючего и окислителя. В РДМТ $P \sim 25$ Н применена однокаскадная схема, РДМТ $P \sim 100$ Н выполнен в виде двух каскадов (при этом реализуется высокотурбулентный поток, способствующий эффективному смешению горючего и окислителя в ограниченном объёме камеры сгорания).

Охлаждение камеры двигателя $P \sim 25$ Н организовано с помощью газовой завесы горючего от смесительной головки и применением высокотемпературного конструкционного материала, из которого выполнена камера сгорания и сопло. В РДМТ $P \sim 100$ Н дополнительно организована дозвуковая завеса горючего, расположенная в конце цилиндрического участка камеры сгорания, но при этом в качестве конструкционного материала использован материал с более низкой допустимой температурой.

Кроме количественных данных, полученных при исследовании динамических параметров РДМТ, следует отметить, что процесс воспламенения кислородно-водородного топлива в двигателях можно характеризовать как стабильный (отказов зажигания при выполнении программы испытаний зарегистрировано не было).

В то же время значения задержки воспламенения τ_{ze} , полученные в ходе исследования на уровне 5...9 мс для РДМТ $P \sim 25$ Н и 10...11 мс – для двигателя $P \sim 100$ Н, следует признать завышенными при использовании кислородно-водородной топливной композиции (энергия, генерируемая агрегатом зажигания, составляет 20 мДж).

При исследовании РДМТ $P \sim 25$ Н достигнуты следующие энергетические параметры двигателя: расходный комплекс β изменяется в пределах 2180...2210 м/с; тяговый комплекс K_p изменяется в пределах 1,77...1,80; удельный импульс тяги I_y^u изменяется в пределах 3870...3970 м/с. Отметим, что приведённая длина камеры сгорания РДМТ составляет $L_* = 0,55$ м, а геометрическая степень расширения сопла $\bar{F}_a = 45$.

Совершенство рабочего процесса, оцениваемое коэффициентом полноты удельного импульса тяги, соответствует уровню $\varphi_l = 0,83$.

Исследование РДМТ $P \sim 100$ Н проведено при изменении массового соотношения компонентов топлива k_m от 4,0 до 10,0 при практически неизменном суммарном массовом расходе топлива.

Получено, что значение расходного комплекса β изменяется в диапазоне 2021...2197 м/с. Максимальное экспериментальное значение расходного комплекса при $\alpha_{ок} \sim 0,83$ составило $\beta = 2197$ м/с. Тяговый комплекс K_p зарегистрирован в пределах 1,75...1,81, а удельный импульс тяги I_y^u варьировался в пределах 3532...3855 м/с ($\bar{F}_c \sim 50$) и 3753...4100 м/с ($\bar{F}_c \sim 250$). Максимальное значение удельного импульса тяги в пустоте $I_y^u = 3855$ м/с ($I_y^u = 4100$ м/с) при коэффициенте избытка окислителя $\alpha_{ок} = 0,83$ ($k_m = 6,67$).

Важными являются результаты исследования теплового состояния ракетных двигателей малой тяги, полученные с помощью инфракрасной тепловизионной системы.

При длительности включения двигателя $P \sim 25$ Н порядка 100 с зарегистрирована максимальная температура стенки $t_{max} = 1045^\circ\text{C}$. Этот уровень температуры ниже, чем допустимая температура стенки камеры ($t_{cm}^{don} \sim 1400^\circ\text{C}$).

Зависимость максимальной температуры наружной поверхности от времени для РДМТ $P \sim 100$ Н представлена на рис. 6.

Получено, что максимальная температура наружной стенки стабилизируется на уровне 825°C и далее не изменяется. Это означает, что двигатель РДМТ $P \sim 100$ Н вышел на установившийся тепловой режим и прогнозируются колебания температуры при более длительной работе на уровне максимальной измеренной температуры конструкции.

Таким образом, с применением высокоточных и высокодинамичных средств измерения и автоматизированной системы управления, сбора и отображения измерительной информации в реальном времени показано, что разработанный стенд позволяет

проводить комплекс исследований рабочих процессов РДМТ на газообразных и газожидкостных несамовоспламеняющихся топливах, а именно: определять динамические, энергетические параметры и характеристики РДМТ, его тепловое состояние в непрерывном и импульсном режимах работы в эксплуатационных условиях с термостатированием компонентов топлива и объекта исследования в широком диапазоне изменения режимных параметров.

В результате экспериментальных исследований в обеспечение создания кислородно-водородных РДМТ $P \sim 25$ Н и $P \sim 100$ Н прошли апробацию два конструктивных варианта РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе.

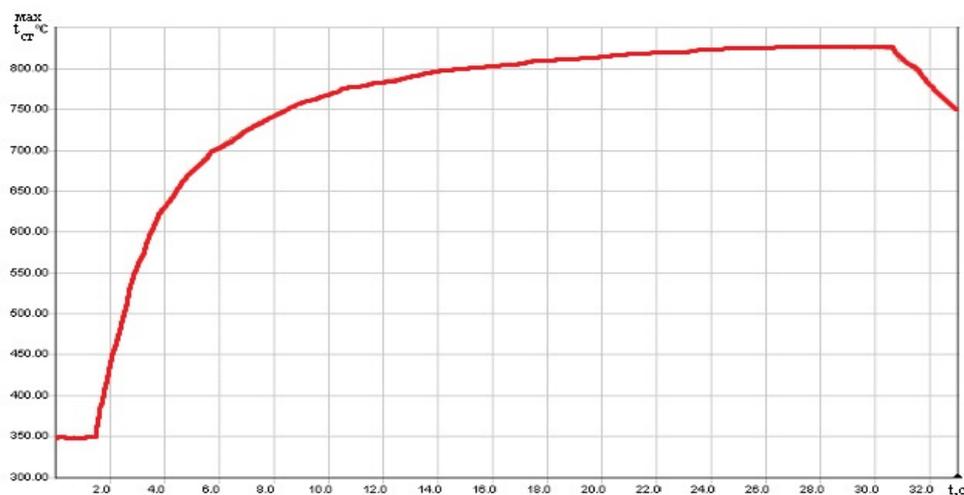


Рис. 6. Зависимость максимальной температуры наружной поверхности кислородно-водородного РДМТ $P \sim 100$ Н

На разработанных ракетных двигателях малой тяги получены: приемлемые динамические параметры, в том числе задержка воспламенения газообразного кислородно-водородного топлива; энергетические параметры, включая удельный импульс тяги двигателей, при эксплуатационных значениях массового соотношения компонентов топлива, близких к оптимальным значениям приведённой длины камеры сгорания и геометрической степени расширения сопла Лавала, достигают достаточно высокого уровня; максимальные температуры наружной поверхности стенки камеры двигателей не превышают значений допустимой температуры стенки для применённых конструктивных материалов.

Библиографический список

1. ГОСТ Р 56463-2015. Двигатели ракетные жидкостные малой тяги. Общие требования к изготовлению, испытаниям и контролю качества при поставках в эксплуатацию. М.: Стандартинформ, 2015. 41 с.
2. Гальперин Р.Н., Гуляев Ю.И., Ивашин Ю.С., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.С. Экспериментальное исследование эффективности применения кормовых диффузоров в вакуумных системах стенда для высотных огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Материалы докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 205-206.
3. Рыжков В.В., Ивашин Ю.С., Ивашин А.Ю., Петрунин Э.Ю. Автоматизированная система управления и информационного обеспечения исследований жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Материалы докладов международной научно-

технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2003. С. 39-44.

4. Вавилов В.П., Климов А.Г. Тепловизоры и их применения. М.: Интел универсал, 2002. 87 с.

5. Рыжков В.В., Силютин М.В. О возможности исследования теплового состояния ЖРДМТ с помощью инфракрасной тепловизионной системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 3 (27), ч. 3. С. 349-356.

MULTI-PURPOSE HIGH-PRECISION THERMAL VACUUM TESTING BENCH AND SOME RESULTS OF FIRING TESTS OF NON-HYPERGOLIC LOW-THRUST ROCKET ENGINES

©2017

- V. V. Ryzhkov** Candidate of Science (Engineering), Director of Sciences, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru
- Yu. N. Verjasov** Leading engineer, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru
- R. N. Galperin** senior research fellow, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru
- Yu. I. Gulyaev** Leading engineer, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru
- Yu. S. Ivashin** Candidate of Science (Engineering), senior research fellow, Space Energy Research Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ke_src@ssau.ru

The article presents the structure and the main characteristics of systems of a multi-purpose thermal high-precision testing bench for firing tests of non-hypergolic low-thrust rocket engines (LTRE). The vacuum system provides the initial vacuum in the chamber $V = 3 \text{ m}^3$, $p_H = 5 \cdot 10^{-2} \text{ mm Hg}$; the fuel system makes it possible to conduct research and tests of LTRE with the thrust $P = 5...500 \text{ N}$ in continuous and pulse modes of operation. The thermal conditioning system creates and maintains the temperature of the fuel components in the range from -15 to $+50^\circ\text{C}$ at the inlet of the engine. The thermostats ensure a minimum temperature of gaseous working fluids $\sim 100...120 \text{ K}$ during tests conducted according to special programs. An automatic system of control, acquisition, handling and displaying of the measurement information is intended to support research and testing of rocket engines and to obtain real-time results. The measuring system is equipped with high-precision sensors that significantly increase the accuracy of the LTRE parameters to be determined. An infrared thermal imaging system makes it possible to assess the thermal state of the engine. The results of experimental research of the work process of non-hypergolic rocket engines are presented. We also present information on the dynamic and energy parameters of promising schemes of LTRE using the components $\text{H}_{2r} + \text{O}_{2r}$, and on the thermal condition of the engine structure.

Low-thrust rocket engine; non-hypergolic propellant components; multi-purpose high-precision thermal vacuum bench; bench system; tests; engine parameters.

Citation: Ryzhkov V.V., Verjasov Yu.N., Galperin R.N., Gulyaev Yu. I., Ivashin Yu.S. Multi-purpose high-precision thermal vacuum testing bench and somerresults of firing tests of non-hypergolic low-thrust rocket engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 111-126.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-111-126

References

1. GOST R 56463-2015. Liquid-propellant rocket engines of small thrust. Production, tests and quality assurance general requirements under in-service delivery. Moscow: Standartinform Publ., 2015. 41 p. (In Russ.)
2. Galperin R.N., Gulyaev Y.I., Ivashin Y.S., Nigodjuk V.E., Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Experimental effectiveness analysis of exhaust diffusers in vacuum systems stand for high-altitude firing tests of liquid rocket engines with small thrust. *Materialy докладov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara National Research University Publ., 2016. P. 205-206. (In Russ.)
3. Ryzhkov V.V., Ivashin Yu.S., Ivashin A.Yu., Petrunin E.Yu. Avtomatizirovannaya Sistema upravleniya i informatsionnogo obespecheniya issledovaniy zhidkostnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi. *Materialy докладov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2003. P. 39-44. (In Russ.)
4. Vavilov V.P., Klimov A.G. *Teplovizory i ikh primeneniya* [Infrared imagers and their applications]. Moscow: Intel Universal Publ., 2002. 87 p.
5. Ryzhkov V.V., Silutin M.V. Research of the possibility of thermal conditions lrest using an infrared thermal imaging system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 3 (27), part 3. P. 349-356. (In Russ.)

ОЦЕНКА КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

© 2017

- А. В. Солодовников** кандидат технических наук, подполковник, преподаватель;
филиал Военной академии имени Петра Великого, г. Серпухов
aleksey.solod@mail.ru
- И. А. Акиншин** аспирант;
Воронежский государственный технический университет;
24vano24@mail.ru
- В. В. Голубятник** кандидат технических наук, научный консультант;
филиал Военной академии имени Петра Великого, г. Серпухов;
slava6123@rambler.ru
- А. В. Кривоногов** адъюнкт (аспирант);
филиал Военной академии имени Петра Великого, г. Серпухов;
andreikrivotnogov@mail.ru

Перспективным направлением снижения себестоимости производства жидкостных ракетных двигателей является применение инновационных методов производства, таких как аддитивные технологии, а также применение композиционных материалов в силовой конструкции. Целью работы является оценка концепции создания инновационного двигателя, в котором смесительная головка камеры сгорания изготавливается по аддитивной технологии, а цилиндр с соплом – из композиционного материала. При решении основных задач исследования проанализирован опыт внедрения инновационных методов производства в аэрокосмическую технику и проведено технико-экономическое сравнение конструкций отдельных агрегатов, изготовленных по аддитивной и традиционной технологиям. По результатам огневых испытаний на модели экспериментально подтверждена работоспособность новой конструкции и определены вопросы, требующие дальнейшего решения. В результате проведённого исследования концепции инновационного двигателя получено, что трудоёмкость серийного производства изделия снижается в 3-4 раза и в 3-6 раз сокращается номенклатура деталей, необходимых для единичной сборки. Следует отметить снижение на 25% массы изделия. За счёт изменения конструкции возникает возможность обеспечения форсирования режима работы двигателя до 30% от номинальной тяги.

Инновационные технологии; ракетные двигатели; композиционные материалы.

Цитирование: Солодовников А.В., Акиншин И.А., Голубятник В.В., Кривоногов А.В. Оценка концепции создания жидкостного ракетного двигателя на основе инновационных технологий // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 127-134. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-127-134

Одним из перспективных направлений по повышению энергоёмкости характеристик жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) является применение инновационных технологий при производстве деталей и сборочных единиц (ДСЕ).

Согласно докладу Сколковского института науки и технологий (Skoltech) [1] к инновационным технологиям, применяемым в ракетной технике, относятся:

- аддитивные технологии (AF – Additive Manufacturing), т. е. метод послойного селективного лазерного плавления гранул металлических сплавов;
- композиционные материалы (КМ) на основе углерод-углеродных (углерод-керамических) композиционных нитей.

Современные традиционные технологии изготовления ЖРД основаны на создании деталей путём удаления избыточного материала с последующим соединением их сваркой, пайкой и т. п. в единое целое.

Предлагается концепция создания инновационного жидкостного ракетного двигателя, в котором агрегаты, а также их ДСЕ, выполнены по новым перспективным технологиям.

За рубежом аналогичные работы проводят специалисты аэрокосмической компании Space-X (США) при создании ЖРД «Мерлин-1А». Однако внедрить в конструкцию двигателя КМ и ДСЕ, изготовленные по АФ-технологиям, не удалось.

Из [2] известно, что общую стоимость (трудоемкость) ЖРД в основном определяют семь основных агрегатов (60% трудоемкости): камера сгорания (КС), турбонасосный агрегат (ТНА), газогенератор (ГГ), дроссель и регулятор, а также входные пусковые клапаны окислителя и горючего. Остальные ДСЕ (более 50 наименований) имеют незначительную трудоемкость и поэтому в дальнейшем рассматривать их нецелесообразно.

Авторами предлагается металлическую КС регенеративного охлаждения заменить принципиально новой конструкцией, в которой:

- смесительная головка (СГ) изготавливается по аддитивной технологии из никель-хромового сплава;
- цилиндр камеры сгорания с соплом изготавливается из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ);
- соединение двух элементов осуществляется фланцевым болтовым соединением за зоной смесительной головки (уплотнитель – материал IZOLOCK C-200) в месте, где отсутствует тепловое воздействие горячих газов на конструкцию.

Перечислим преимущества данной конструктивной схемы КС:

1. Исключение регенеративного охлаждения (потерь давления по линии горючего), что позволяет при сохранении температуры генераторного газа увеличить давление до 30 МПа.
2. Снижение массы за счёт использования КМ.
3. Значительное упрощение производства.

СГ инновационного ЖРД предлагается изготавливать методом лазерного спекания металла на установке типа ConceptLaser (США) с последующей токарной обработкой интерфейсов.

Цилиндр камеры с соплом создаётся выкладкой углеродно-волоконистого материала на металлическую формообразующую оправку с заданным профилем, предварительно пропитанную фенолформальдегидным связующим. Толщина заготовки регулируется количеством слоёв углеродного материала. Дальнейшие технологические процессы включают: карбонизацию ($T = 850^{\circ}\text{C}$), термообработку ($T = 1800^{\circ}\text{C}$), предварительное ($T = 950^{\circ}\text{C}$) и окончательное пироуплотнение ($T = 1000^{\circ}\text{C}$) углепластиковых заготовок. Во время этих стадий материал насыщается пироуглеродом, приобретая достаточную жёсткость для сохранения формы.

В настоящее время для высокотемпературных условий работы в ЖРД разработаны и опробованы КМ нового поколения, например, российский «Граурис» (изготовитель ФГУП Уральский научно-исследовательский институт композиционных материалов, г. Пермь) или французский «Нахесо» (фирма-производитель Snecma Propulsion Solid), которые применяются для изготовления крупногабаритных тонкостенных камер ракетных двигателей твёрдого топлива и имеют плотность $1,4 \text{ г/см}^3$ [3].

Следующим наиболее сложным агрегатом двигателя является турбонасосный агрегат, при создании которого предполагается внедрить перспективные технологии для изготовления следующих ДСЕ:

- турбина, колёса насосов горючего и окислителя создаются по АФ-технологии;
- части силового корпуса ТНА изготавливаются из высокопрочного КМ.

Применение вышеперечисленных технологий позволит снизить затраты на 35 – 40% от общей стоимости агрегата.

Газогенератор инновационного ЖРД предполагается изготовить методом лазерного спекания никель-хромового сплава, при этом конструкция получается за один технологический цикл без сложных сборочных, паяных и сварочных операций. Входные штуцера подвода топлива обрабатываются токарным способом для последующего соединения с трубопроводами.

Остальные элементы двигателя (дроссель, регулятор, входные пусковые клапаны) рекомендуется изготавливать комбинированным способом: методом АФ-технологии создаются только наиболее конструктивно сложные детали – корпуса, а входящие в них ДСЕ изготавливаются по традиционной технологии (токарным, фрезерным, слесарным способами).

Для подтверждения концепции создания инновационного ЖРД авторами были проведены теоретические исследования на основе СГ двигателя (рис. 1), которую предполагается изготовить по АФ-технологии.

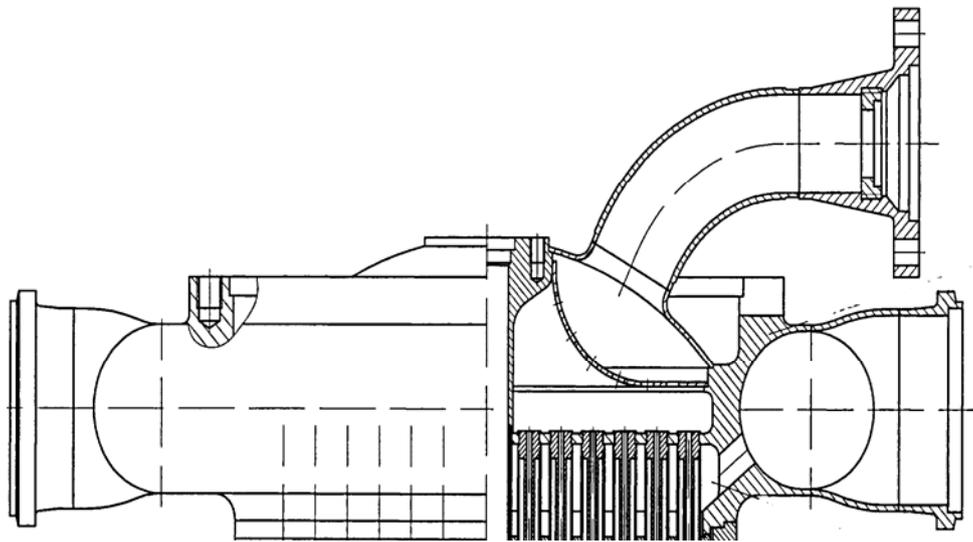


Рис. 1. Схема смесительной головки гипотетического инновационного ЖРД

Анализ показал, что смесительная головка, выполненная по АФ-технологии, в 3,5 раза дешевле традиционной, а подготовка производства уменьшается в сотни раз. Дополнительно необходимо отметить, что количество входящих ДСЕ в комплектацию СГ уменьшилось в 20 раз, а количество используемого при изготовлении оборудования сократилось в 2,5 раза. При этом отмечается сокращение номенклатуры ДСЕ, необходимых для изготовления СГ, с 20 наименований до 1.

Применение в производстве ЖРД АФ-технологий и КМ в конструкции ДСЕ позволяет разрабатывать принципиально новые схемы двигателей.

С учётом новой конструкции КС на рис. 2 представлена упрощённая пневмогидравлическая схема (ПГС) инновационного ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа. Для сравнения показана традиционная металлическая КС с регенеративным охлаждением.

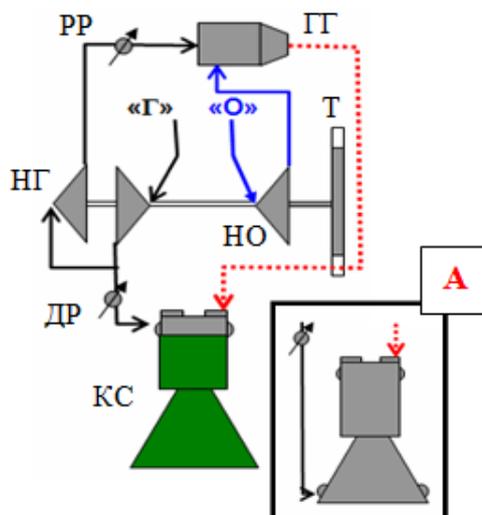


Рис. 2. Упрощённая ПГС инновационного ЖРД:
 КС – камера сгорания, ГГ – газогенератор, Т – турбина, НО – насос окислителя,
 НГ – насос горючего, ДР – дроссель, РР – регулятор

Данная схема ЖРД имеет следующие преимущества по сравнению с традиционной схемой:

1. Исключение регенеративного охлаждения (исключение потерь давления по линии горючего), что позволяет при сохранении температуры генераторного газа увеличить давление в камере сгорания до 30 МПа и выше.
2. Снижение массы за счёт использования КМ в конструкциях ДСЕ.
3. Обеспечение возможности форсирования режима работы на 33% от давления в КС.
4. Значительное снижение себестоимости серийного производства.

Основной недостаток вышеописанной ПГС – снижение удельного импульса на 5 с за счёт необходимости завесного охлаждения КС. Однако этот недостаток можно компенсировать за счёт повышения давления в камере сгорания на 10 – 20%.

Для выполнения проектных работ разработана математическая модель инновационного ЖРД, учитывающая:

- применение новой КС, изготовленной по перспективным технологиям;
- конструктивное объединение разнофункциональных агрегатов: дросселя с клапаном пуска горючего КС (применён шаровый кран с электроприводом) и регулятора с клапаном пуска горючего в газогенератор.

Для подтверждения концепции инновационного ЖРД согласно [4] проведены экспериментальные исследования на модельной КС, в которой реализована вышеописанная конструкция:

- моделирование технологий изготовления элементов ЖРД (по трудоёмкости);
- оценка технических параметров, полученных при огневых испытаниях (ОИ) моделей ЖРД, изготовленных по традиционной и инновационной технологиям.

Опытные камеры были изготовлены на основе чертежей твёрдотельной модели, выполненной в программном обеспечении SolidWorks, традиционным и инновационным способами производства.

Инновационная модельная камера создавалась на основе прототипа КС, установленной на стенде лаборатории кафедры № 11 филиала Военной академии имени Петра Великого в г. Серпухове (рис. 3).

Обе камеры работают на сжатом воздухе и керосине, имеют тягу 15 Н ($K_m = 14,8$). Модельная КС изготовлена с учётом инновационных технологий и имеет в своём составе СГ, выполненную по АФ-технологии (рис. 4), и цилиндр камеры с соплом, выполненным из УУКМ (рис. 5).



Рис. 3. Общий вид модельной камеры, выполненной по традиционной технологии



Рис. 4. Общий вид СГ модельной КС, выполненной по аддитивной технологии

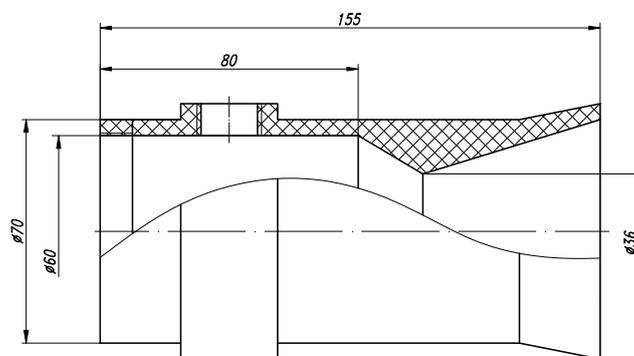


Рис. 5. Чертёж цилиндра модельной камеры с соплом, выполненного из УУКМ

Значения трудоёмкости производства модельных традиционной и инновационной камер сгорания приведены в табл. 1.

Таблица 1. Трудоёмкость изготовления модельных камер сгорания

Наименование ДСЕ	Трудоёмкость, н/ч	
	Традиционная	Инновационная
Смесительная головка		
Корпус СГ	4	10
Кольцо тракта охлаждения	2	
Сопловой штуцер	2,5	
Переходник	0,5	
Штуцер горючего	1	
Крышка СГ	4	
Штуцер окислителя	1	
Сборка (сварка)	8	
Цилиндр камеры с соплом		
Корпус камеры	39	8
Штуцер искровой свечи	1	
Сборка (сварка)	6	
Сборка		
Механическая сборка	0,5	0,5
Гидравлические испытания	0,5	0,5
Итого	70	19

Анализ данных, приведённых в табл. 1, показывает, что модельная КС, выполненная по инновационным технологиям, в 3,7 раза дешевле традиционной металлической (теоретические расчёты показали значение 3,5). Дополнительно можно отметить сокращение в три раза номенклатуры деталей, необходимых для изготовления модельной камеры: с 9 (традиционная) до 3 (инновационная) наименований.

Технические параметры, полученные при огневых испытаниях модельных КС, приведены в табл. 2.

Таблица 2. Технические параметры модельных камер сгорания

Наименование, размерность	Значение	
	Традиционная	Инновационная
Тяга, Н	14	13 – 15
Удельный импульс, с	2750	2750
Время работы, с	45	45
Температура в КС, К	1200	1200
Давление в КС, МПа	20	20

Анализ данных, приведённых в табл. 2, показывает, что различия в значениях параметров модельных КС практически отсутствуют.

Необходимо отметить, что потеря массы композиционной камеры после ОИ составляет от 0,65 до 2,32 %, при этом эрозии и сколов КМ не обнаружено, а геометрические характеристики конструкции практически не изменились.

Проведённые эксперименты подтвердили, что модельная КС, имеющая в своём составе смесительную головку, изготовленную по аддитивной технологии, и цилиндр с соплом, изготовленный из композиционного материала, может полностью заменить камеру, созданную традиционным способом.

По результатам работы над концепцией инновационного ЖРД возникли следующие нерешённые вопросы:

- необходима разработка отечественной технологии получения гранул от 5 до 40 мкм хромоникелевых, титановых и коррозионно-стойких сталей, так как в Российской Федерации отсутствует производитель качественных гранульных материалов для промышленных аппаратов лазерного спекания металлов;
- отсутствие отечественных промышленных аппаратов лазерного спекания металлов (в особенности для получения крупногабаритных конструкций);
- необходимо изменение конструкции СГ с целью сокращения тупиковых зон, трубопроводов с малым диаметральным сечением и др., что может при производстве по АФ-технологии привести к случайному их заплавлению;
- изменение программ и методик проведения наземных ОИ ЖРД с композиционной камерой перед поставкой товарного двигателя на завод-изготовитель ракет.

Таким образом, получены следующие результаты:

- применение метода лазерного спекания металла и КМ в конструкциях агрегатов позволит значительно снизить производственные расходы;
- огневые испытания модельной КС, состоящей из СГ, выполненной по аддитивной технологии из никель-хромового сплава, и цилиндра камеры с соплом, изготовленного из УУКМ, подтвердили работоспособность агрегата, созданного на основе инновационных технологий.

Библиографический список

1. Публичный аналитический доклад по развитию новых производственных технологий. Сколково: Сколковский институт науки и технологий, 2014. 203 с.
2. Воробей В.В., Логинов В.Е. Технология производства жидкостных ракетных двигателей. М.: Московский авиационный институт, 2001. 496 с.
3. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учеб. пособие. М.: Машиностроение, 1969. 547 с.
4. Жуковский А.Е., Кондрусев В.С., Левин В.Я., Окорочков В.В. Испытание жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1981. 199 с.

ASSESSMENT OF A LIQUID ROCKET ENGINE CONCEPT BASED ON INNOVATIVE TECHNOLOGIES

© 2017

A. V. Solodovnikov Candidate of Science (Engineering), lieutenant colonel, lecturer;
Branch of the Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great, branch in Serpukhov, Moscow Region, Russian Federation;
aleksey.solod@mail.ru

I. A. Akinshin Postgraduate student;
Voronezh State Technical University, Voronezh, Russian Federation;
24vano24@mail.ru

V. V. Golubyatnik Candidate of Science (Engineering), scientific consultant;
Branch of the Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great, branch in Serpukhov, Moscow Region, Russian Federation;
Slava6123@rambler.ru

A. V. Krivonogov adjunct (postgraduate student);
Branch of the Military Academy of Strategic Missile Forces named after Peter the Great, branch in Serpukhov, Moscow Region, Russian Federation;
andreikrivonogov@mail.ru

Application of innovative methods of production such as additive technologies and use of composite materials in the engine primary structure is one of the promising directions of reducing the cost of production of liquid rocket engines. The purpose of the work is to assess an innovative engine concept with the mixing head made by an additive technology and the cylinder and nozzle made of a composite material. To solve the main tasks of the investigation we analyzed the available experience in introducing innovation production methods into aerospace engineering. A feasibility study of configurations of separate components manufactured by method of additive and traditional technologies was performed. According to the results of the validation firing of the model the operability of the new configuration was confirmed and the main engineering problems to be solved were determined. The results of the analysis of the innovation engine concept show a 3- or 4-fold reduction of labor intensity in serial production, as well as 3-6-fold reduction of the components variety required for a single assembly. In addition, it is necessary to note the 25% reduction of the item mass. The design modification makes it possible to provide the augmentation of engine operation up to 30% of nominal thrust.

Innovative technologies; rocket engines; composite materials.

Citation: Solodovnikov A.V., Akinshin I.A., Golubyatnik V.V., Krivonogov A.V. Assessment of a liquid rocket engine concept based on innovative technologies. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 127-134. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-127-134

References

1. Public analytical report on the development of new production technologies. Skolkovo: Skolkovo Institute of Science and Technology (Skoltech), 2014. 203 p.
2. Vorobey V.V., Loginov V.E. *Tekhnologiya proizvodstva zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Technology of manufacturing liquid rocket engines]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2001. 496 p.
3. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigateley: uch. posobie* [Theory of rocket engines. Manual]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1969. 547 p.
4. Zhukovskiy A.E., Kondrusev V.S., Levin V.Ya., Okorochkov V.V. *Ispytanie zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Testing liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 199 p.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА МИКРОСПУТНИКА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

©2017

С. В. Цаплин кандидат физико-математических наук, доцент кафедры радиофизики, полупроводниковой микро- и наноэлектроники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; tsaplin@samsu.ru

С. А. Болычев ведущий инженер-программист лаборатории «Взаимодействие излучения с веществом и радиационной стойкости материалов»; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; bolychevsa@mail.ru

Для создания отечественной группировки спутников дистанционного зондирования Земли с малым временем получения снимка по запросу предложен микроспутник с оптико-электронным телескопическим комплексом линзового типа. Для поддержания оптимального теплового режима телескопического объектива выбрана система обеспечения теплового режима с использованием электронагревателей. На основе трёхмерной модели проведён расчёт теплового режима объектива с учётом реальных условий эксплуатации микроспутника при его орбитальном движении. В результате расчёта методом конечных элементов получена динамика температурных полей объектива при различных условиях эксплуатации микроспутника: выход на установившийся тепловой режим, съёмка поверхности Земли, аварийный отказ нагревателей. Показано, что в штатных режимах эксплуатации система обеспечения теплового режима поддерживает заданный диапазон температур оптических элементов при умеренном энергопотреблении.

Микроспутник; дистанционное зондирование Земли; оптико-электронный телескопический комплекс; система обеспечения теплового режима; температурное поле; тепловой поток.

Цитирование: Цаплин С.В., Болычев С.А. Исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического комплекса микроспутника при воздействии условий эксплуатации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 135-144. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-135-144

Введение

Оптико-электронные телескопические комплексы (ОЭТК) предназначены для получения высокодетальных космических снимков земной поверхности. У современных космических аппаратов с ОЭТК сверхвысокого разрешения с габаритами до 10 м и массой более 5 т разрешение на местности составляет 0,5 м и менее.

Однако реалии сегодняшнего дня диктуют новые требования к ОЭТК: наряду с качеством изображения важное значение приобретает такой фактор как время получения снимка заданной территории по запросу. Военные тактические операции, природные и техногенные катастрофы — это те ситуации, в которых актуальность полученной информации составляет от нескольких минут до нескольких часов. У традиционных ОЭТК время получения снимка по требованию составляет сутки и более. Кроме того, ввиду малого количества таких спутников на орбите обработать все чрезвычайные ситуации в реальном времени не представляется возможным.

Выходом из данной ситуации является группировка микроспутников (космических аппаратов с габаритами не более 1 м и весом не более 50 кг) с ОЭТК. Численность такой группировки может составлять до 25 микроспутников со сроком активного суще-

ствования 60–90 суток на низкой околоземной орбите до 200 км. Группировка сможет обслуживать территории местного и регионального значения с разрешением на местности до 1,5 м, при этом время получения снимка по запросу составит не более 90 мин.

В США уже приступили к реализации этой идеи – программа SeeMe организации DARPA. Для недопущения технического отставания и сохранения конкурентоспособности в космической отрасли необходима реализация аналогичного проекта в России.

Для решения задач дистанционного зондирования Земли авторами был разработан линзовый объектив ОЭТК микроспутника.

Линзовый объектив для микроспутника

Рассмотрим ОЭТК, оптическая часть которого представляет собой линзовый объектив с коррекционной пластиной, светозащитной блендой и крышкой светозащитного устройства. Оптическая схема и ход лучей в объективе приведены на рис. 1.

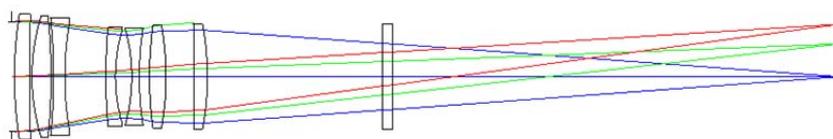


Рис. 1. Оптическая схема линзового объектива микроспутника

Объектив обладает следующими массогабаритными характеристиками:

- общая длина 840 мм,
- диаметр бленды 130 мм,
- диаметр первой линзы 100 мм,
- фокусное расстояние 600 мм,
- масса оптических элементов – 1,75 кг.

Объектив обладает следующими рабочими характеристиками:

- разрешение на местности – 1,5 м (теоретическая оценка для $\lambda = 0,55$ мкм),
- угол поля зрения объектива – 2° ,
- ширина полосы захвата – 7 км (для высоты орбиты 200 км)

Геометрическая модель объектива

На основе оптической схемы объектива была разработана геометрическая 3D модель объектива, включающая следующие элементы: линзы с первой по седьмую, коррекционная пластина, оправы линз, корпусная часть объектива, светозащитная бленда, крышка светозащитного устройства, тепловые экраны, внешнее покрытие ЭВТИ. Общий вид геометрической 3D модели приведён на рис. 2.

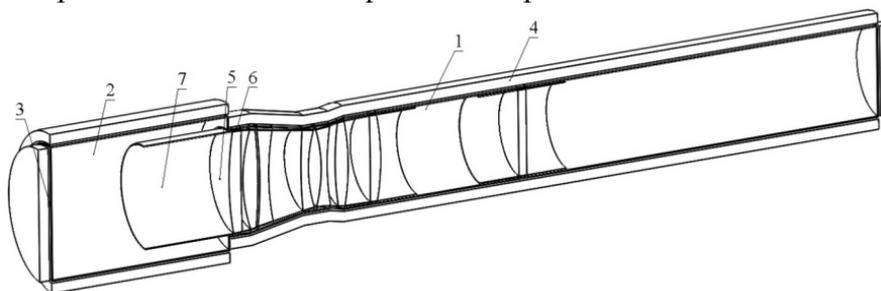


Рис. 2. Модель линзового объектива микроспутника:

1 – корпус; 2 – бленда; 3 – крышка СЗУ; 4 – ЭВТИ; 5 – линза; 6 – оправы линзы; 7 – тепловой экран

Тепловая модель объектива

Известно [1], что при эксплуатации ОЭТК космического аппарата (КА) необходимо поддерживать стабильный температурный режим оптических элементов телескопа. Деформации оптических элементов, вызванные градиентами температур, приводят к изменению геометрических и оптических характеристик элементов ОЭТК, снижению разрешающей способности оптической системы и ухудшению качества снимков.

КА находится в специфических условиях космического пространства под действием переменных во времени лучистых потоков, зависящих от его ориентации относительно Солнца и Земли. В этих условиях для обеспечения требований к стабилизации температуры необходима специальная система обеспечения теплового режима (СОТР). В [2] показано, что для получения снимков высокого качества необходимо обеспечить температурные перепады на оптических элементах на уровне $0,1 - 0,5$ °С.

Основной задачей СОТР является поддержание температур оптических элементов объектива с заданной точностью относительно номинальной температуры при различных режимах эксплуатации микроспутника. Основными компонентами СОТР микроспутника являются внешняя экранно-вакуумная тепловая изоляция (ЭВТИ), тепловые экраны с плёночными электронагревателями, датчики температуры оптических элементов и тепловых экранов. В соответствии с результатами исследований [3] была показана эффективность использования СОТР. Предполагается, что корпусная часть объектива изготовлена из углепластика, бленда и крышка СЗУ изготовлены из алюминия.

Степень черноты поверхности ϵ для линз и тепловых экранов принимается равной 0,9, для корпусной части и бленды – 0,92. Коэффициент поглощения солнечного излучения A_S для внутренних элементов объектива принимается равным 0,3. Для внешнего слоя ЭВТИ $\epsilon = 0,1$, $A_S = 0,7$.

Для расчёта теплового режима объектива микроспутника на основе 3D модели разработана тепловая физико-математическая модель объектива, представляющая собой систему дифференциальных уравнений теплопроводности [1].

Для расчёта температурных полей объектива применялся метод конечных элементов с использованием программного пакета ANSYS. Общий вид конечно-элементной модели приведён на рис. 3.

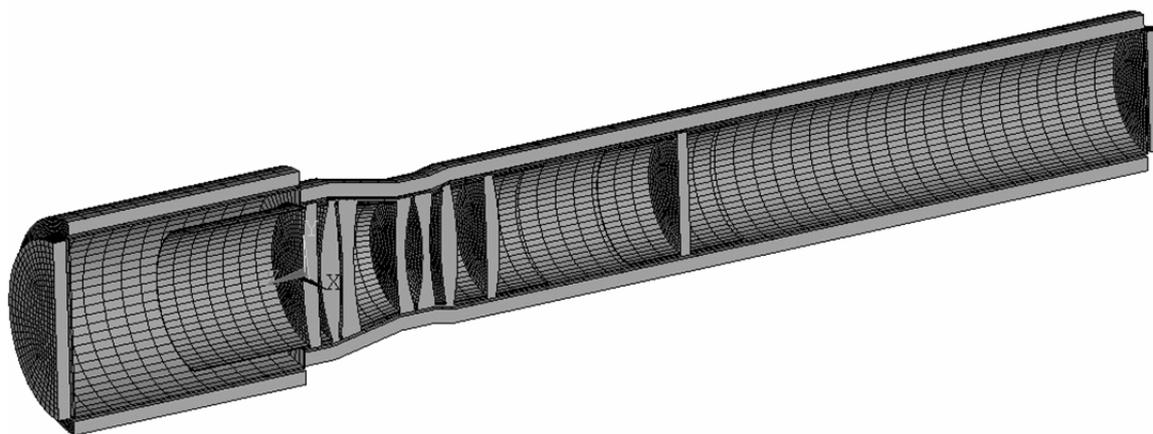


Рис. 3. Конечно-элементная модель объектива

Для исследования теплового режима микроспутника в экстремальных условиях выбраны следующие параметры орбиты:

– круговая орбита высотой 200 км (продолжительность витка составляет 89 минут);

–угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце составляет 0° (в этом случае время нахождения микроспутника в тени Земли максимально);

–углы тангажа и крена микроспутника равны нулю на всём протяжении витка.

Тепловые потоки на крышку СЗУ, боковую часть корпуса и торцевую часть корпуса рассчитывались в соответствии с [2] и приведены на рис. 4–7.

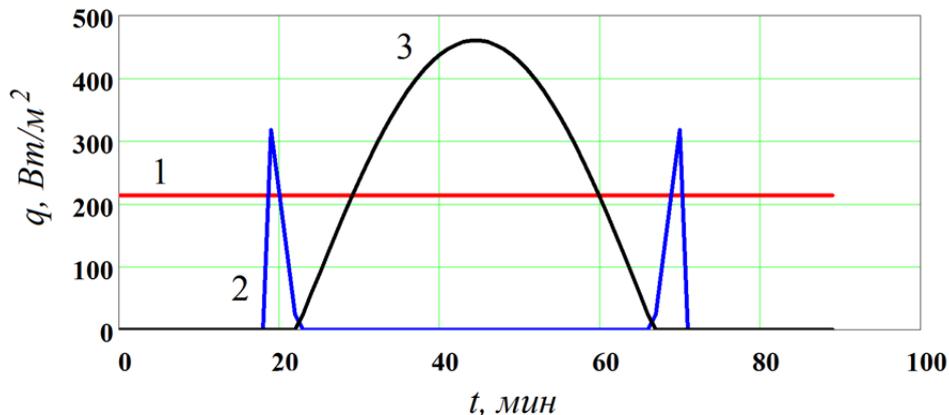


Рис. 4. Зависимость плотности теплового потока, падающего на крышку СЗУ, от времени:
 1 – собственное излучение Земли; 2 – прямое солнечное излучение;
 3 – отражённое от Земли солнечное излучение

Как видно из рис. 4, тепловой поток на крышку СЗУ, обусловленный собственным излучением Земли, постоянен на всём протяжении витка. Тепловые потоки прямого и отражённого от Земли солнечного излучения имеют ярко выраженные максимумы: в точках выхода и захода КА в тень Земли и в подсолнечной точке. Тепловые потоки на торцевую часть корпуса, обусловленные собственным излучением Земли и отражённым от Земли солнечным излучением, равны нулю на протяжении всего витка, а прямой солнечный поток имеет максимум в подсолнечной точке (рис. 5).

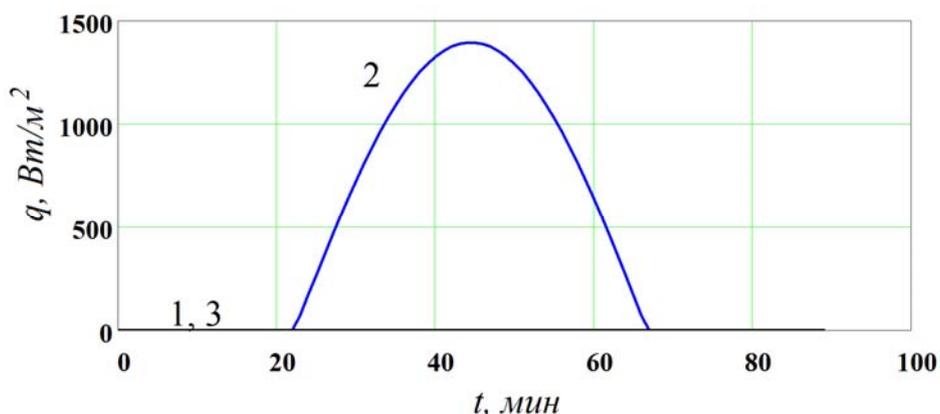


Рис. 5. Зависимость плотности теплового потока, падающего на крышку, торцевую часть корпуса, от времени:
 1 – собственное излучение Земли; 2 – прямое солнечное излучение;
 3 – отражённое от Земли солнечное излучение

Тепловой поток собственного излучения Земли на боковую часть корпуса постоянен ввиду отсутствия изменения ориентации КА и составляет $79,45 \text{ Вт/м}^2$.

Распределение теплового потока, обусловленного прямым солнечным излучением, на боковой поверхности корпуса неравномерно как по углу, так и по времени и до-

стигает максимумов в точках выхода и захода КА в тень Земли, а также в подсолнечной точке (рис. 6).

Распределение теплового потока, обусловленного отражённым от Земли солнечным излучением, на боковой поверхности корпуса также неравномерно как по углу, так и по времени и достигает максимума в подсолнечной точке (рис. 7).

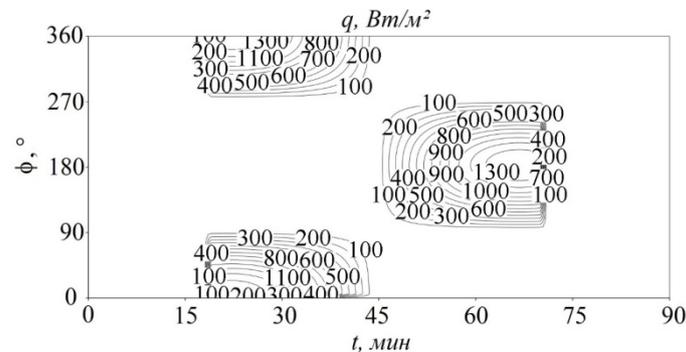


Рис. 6. Зависимость плотности теплового потока прямого солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части, от времени

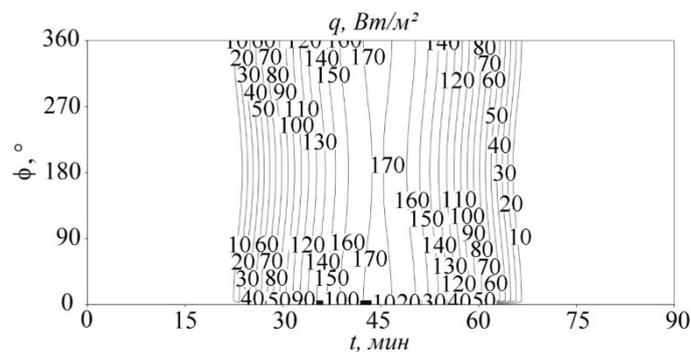


Рис. 7. Зависимость плотности теплового потока отражённого от Земли солнечного излучения, падающего на боковую поверхность корпусной части, от времени

Суммарная мощность всех нагревателей составляет 7 Вт, в том числе мощность нагревателя первой линзы составляет 4 Вт. Номинальная температура объектива составляет 20°C, точность поддержания температур оптических элементов составляет 0,2°C.

Нагреватели работают по следующему алгоритму:

- нагреватель включается, если температура соответствующей линзы снижается более чем на 0,1 °C относительно номинальной температуры;
- нагреватель выключается, если температура теплового экрана превысит номинальную температуру более чем на 2°C.

Результаты расчётов температурных полей объектива

Расчёт температурных полей объектива проводился в два этапа. Сначала был выполнен расчёт выхода объектива на установившийся тепловой режим из состояния с начальной температурой 10°C. Затем был выполнен расчёт для одного витка в режиме съёмки поверхности Земли: крышка открывается один раз на 20 мин, открытие крышки происходит на 35-й минуте от начала витка. Для сравнения был проведён расчёт для одного витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателя первой линзы. Результаты расчётов представлены на рис. 8–15.

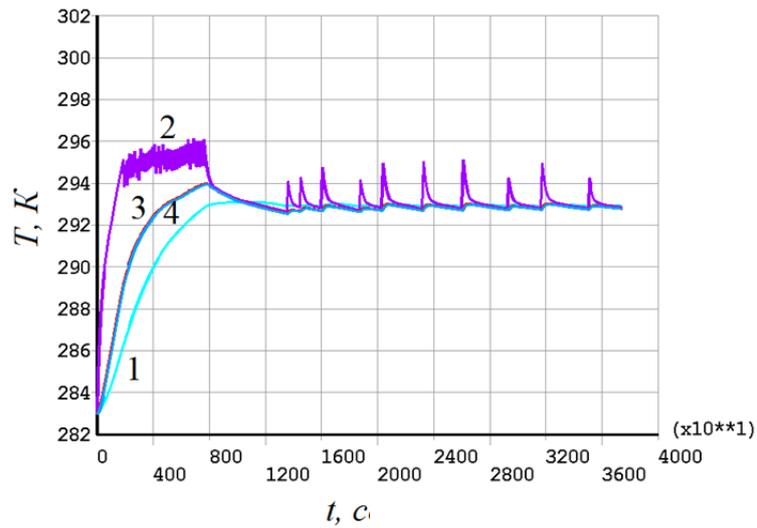


Рис. 8. Изменение во времени температур элементов ОЭТК при выходе на установившийся режим: 1 – линза 1; 2 – нагреватель линзы 1; 3 – корпус; 4 – бленда

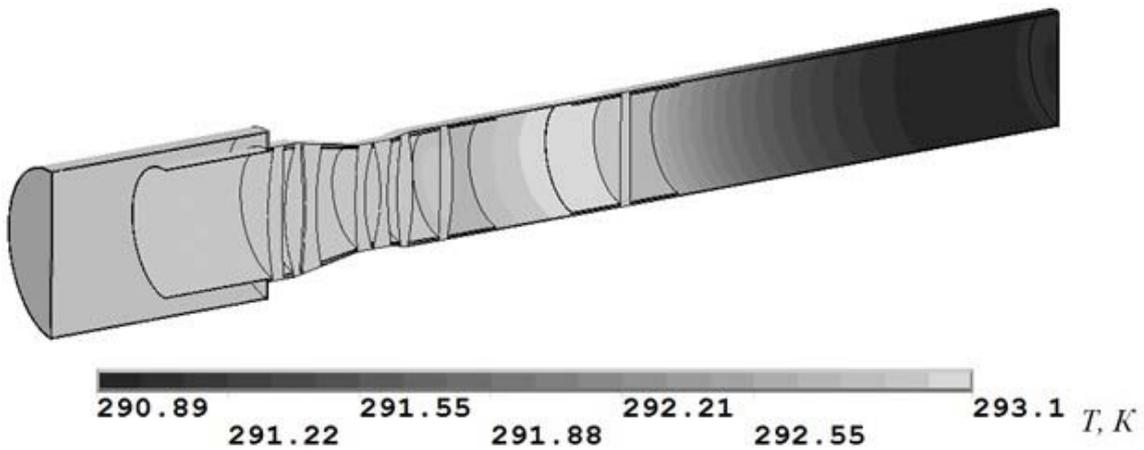


Рис. 9. Распределение температуры (в кельвинах) ОЭТК в установившемся состоянии (ЭВТИ не показана)

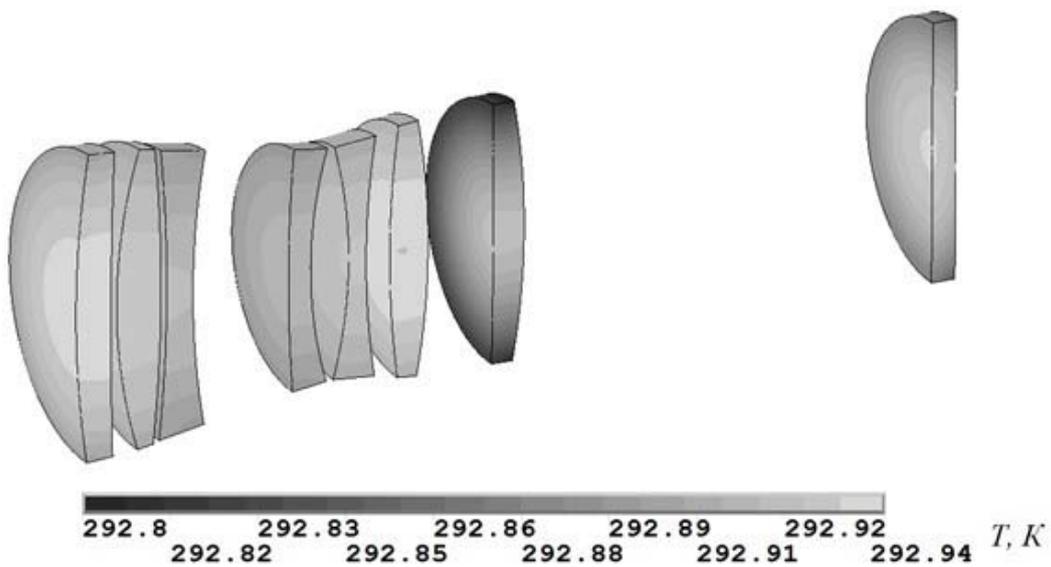


Рис. 10. Распределение температур (в кельвинах) оптических элементов объектива в установившемся состоянии

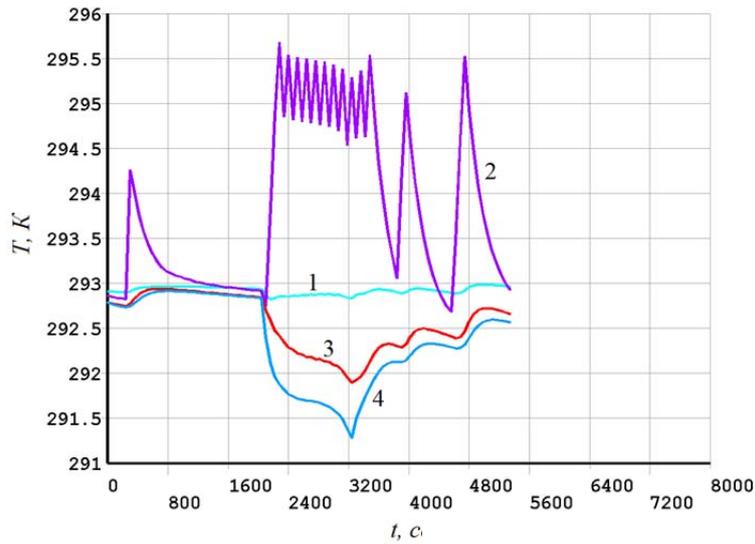


Рис. 11. Изменение во времени температур элементов ОЭТК в режиме съёмки поверхности Земли: 1 – линза 1; 2 – нагреватель линзы 1; 3 – корпус; 4 – бленда

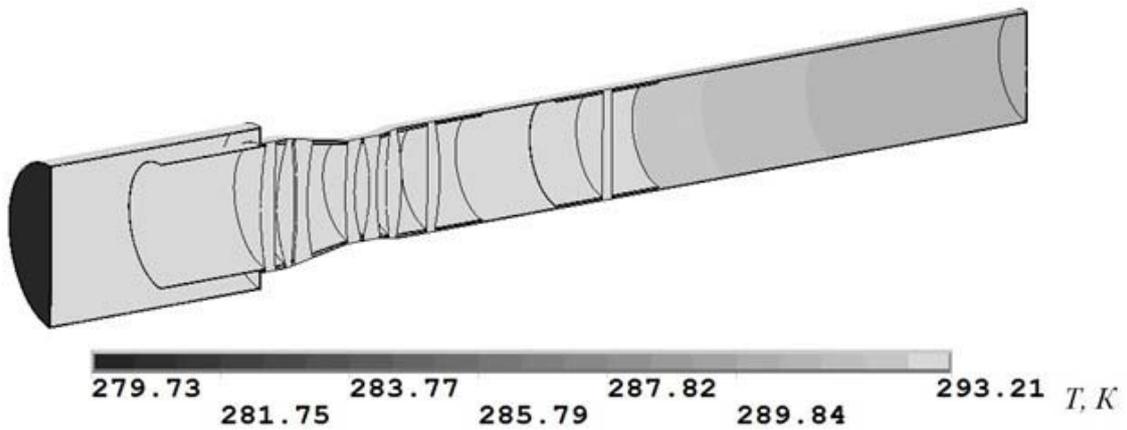


Рис. 12. Распределение температур (в кельвинах) ОЭТК в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли (ЭВТИ не показана)

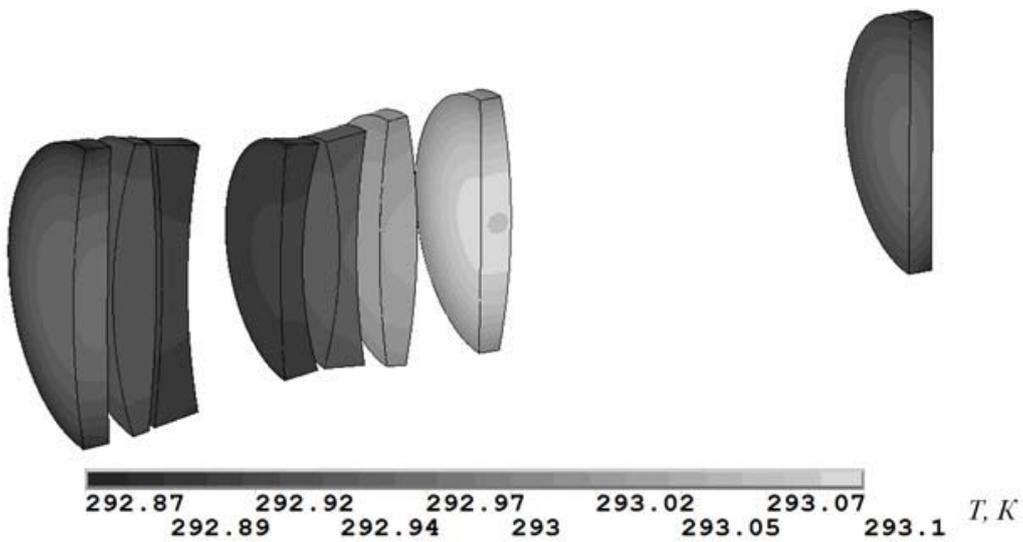


Рис. 13. Распределение температур (в кельвинах) оптических элементов ОЭТК в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли

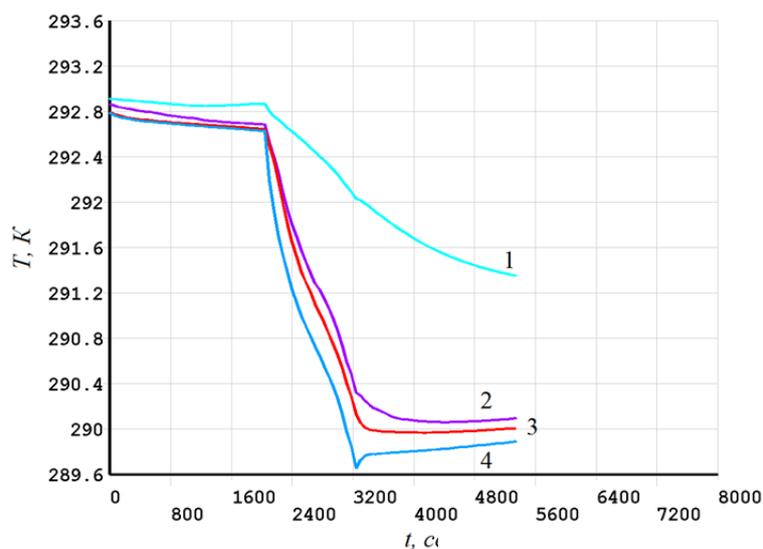


Рис. 14. Изменение во времени температур элементов ОЭТК в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателя первой линзы:
1 – линза 1; 2 – нагреватель линзы 1; 3 – корпус; 4 – бленда

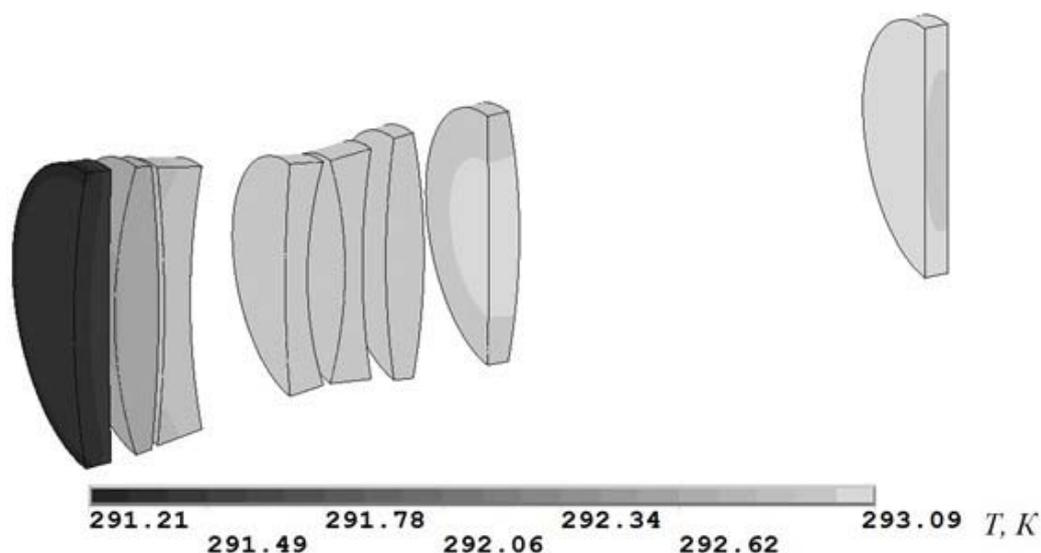


Рис. 15. Распределение температур (в кельвинах) оптических элементов ОЭТК в конце витка в режиме съёмки поверхности Земли при аварийном отказе нагревателя первой линзы

Анализ результатов

Как видно из полученных результатов, время выхода на установившийся режим из состояния с начальной температурой 10°C составило около 6 часов (рис. 8), т.е. 4,5 витка вокруг Земли; при этом средняя мощность всех нагревателей составила 0,7 Вт. В установившемся режиме минимальная температура конструктивных элементов объектива составляет 290,89 К (корпус в задней части) (рис. 9); при этом температуры оптических элементов укладываются в заданный диапазон $293 \pm 0,2$ К (рис. 10). Для под-

держания установившего режима с закрытой крышкой СЗУ требуется мощность нагревателей 0,15 Вт.

В режиме съёмки земной поверхности открытие крышки один раз за виток на 20 мин вызывает локальное снижение температуры корпуса до 292 К, температуры бленды до 291,3 К (рис. 11); при этом температура первой линзы не выходит за заданный диапазон. После своего закрытия крышка, выхожденная в космосе до температуры 263 К, начинает нагреваться за счёт окружающих её элементов. К концу витка её температура составляет 279,73 К (рис. 12); при этом температуры оптических элементов укладываются в заданный диапазон (рис. 13). Средняя мощность всех нагревателей в режиме съёмки поверхности Земли составила 0,45 Вт.

В случае аварийного отказа нагревателя первой линзы наблюдается другая ситуация. Температуры всех элементов объектива, расположенных в передней части, после открытия крышки начинают быстро снижаться (рис. 14, 15). В конце открытия крышки температура первой линзы составляет 292,1 К и, как видно из рис. 14, 15, температура первой линзы выходит из заданного диапазона уже на первых секундах после открытия крышки, что приведёт к значительным искажениям получаемых изображений. При этом как радиальный, так и осевой перепады температуры на первой линзе составляют 0,1 К.

Заключение

На основе анализа результатов моделирования показано, что СОТР обеспечивает поддержание температур оптических элементов в диапазоне $293 \pm 0,2$ К в различных режимах эксплуатации микроспутника. Исследование теплового режима с аварийным отключением нагревателя первой линзы показало, что снижение температуры первой линзы составляет 0,9 К за время открытия крышки (20 мин), что значительно снижает качество получаемых снимков.

Получено, что при пиковой мощности СОТР в 7 Вт, средняя мощность СОТР при выходе ОЭТК на установившийся режим из состояния с начальной температурой 283 К составила 0,7 Вт, в установившемся режиме с закрытой крышкой – 0,15 Вт, в режиме съёмки поверхности Земли – 0,45 Вт.

Библиографический список

1. Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.
2. Цаплин С.В., Большев С.А. Моделирование влияния тепловых факторов космического пространства на оптические характеристики линзового телескопа космического аппарата // Вестник Самарского государственного университета. 2013. № 3 (104). С. 97-106.
3. Цаплин С.В., Большев С.А. Система обеспечения теплового режима экспериментальной модели оптико-телескопического комплекса космического аппарата // Вестник Самарского государственного университета. 2013. № 9 (110), ч. 2. С. 236-243.

INVESTIGATION OF THE THERMAL REGIME OF MICROSATELLITE OPTOELECTRONIC TELESCOPIC COMPLEX UNDER OPERATING CONDITIONS

©2017

S. V. Tsaplin Candidate of Physics and Mathematics, Associate Professor, Department of Radio Physics, Semiconductor Micro- and Nano-Electronics;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tsaplin@samsu.ru

S. A. Bolychev Principal Software Engineer, "Radiation-matter interaction" laboratory;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
bolychevsa@mail.ru

An optoelectronic telescopic lens-type complex is proposed for the purpose of creating a domestic constellation of Earth remote sensing satellites with the ability of timely obtaining of the imagery on-demand. A thermal control system based on electric heaters was chosen to maintain the optimal thermal conditions of the lens telescope. The calculation of the objective's thermal mode was carried out on the basis of a 3D model taking into account actual operational conditions of the spacecraft in its orbital motion. The dynamics of the transient temperature fields of the objective was calculated using the finite-element method under various operating conditions of the microsatellite: stabilization of the thermal regime, Earth remote sensing, emergency failure of the heaters. It is shown that the thermal control system maintains a predetermined temperature range of the optical elements under nominal operating conditions with moderate energy consumption.

Microsatellite; Earth remote sensing; optical-electronic telescopic complex; thermal control system; temperature field; heat flow.

Citation: Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Investigation of the thermal regime of microsatellite optoelectronic telescopic complex under operating conditions. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 135-144. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-135-144

References

1. Malozemov V.V. *Teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft thermal regime]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 232 p.
2. Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Modeling of influence of thermal space factors on optical characteristics of lens telescope of spacecraft. *Vestnik of Samara State University*. 2013. No. 3 (104). P. 97-106. (In Russ.)
3. Tsaplin S.V., Bolychev S.A. Thermal-control system of experimental model of spacecraft optical telescope assembly. *Vestnik of Samara State University*. 2013. No. 9 (110), part 2. P. 236-243. (In Russ.)

ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ ПОЛЗУЧЕСТИ В ПРЕДЕЛАХ ПЕРВЫХ ДВУХ СТАДИЙ

©2017

В. Е. Зотеев доктор технических наук; доцент кафедры «Прикладная математика и информатика»; Самарский государственный технический университет; zoteev-ve@mail.ru

Р. Ю. Макаров аспирант кафедры «Прикладная математика и информатика»; Самарский государственный технический университет; makaroman1@yandex.ru

Рассмотрен численный метод определения параметров модели ползучести в пределах первых двух стадий. В основе численного метода лежит переход от модели ползучести, нелинейной по своим параметрам, к линейно-параметрической дискретной модели, в форме разностных уравнений описывающей последовательность экспериментальных значений ползучести. Получены формулы, описывающие связь между параметрами исходной модели и коэффициентами линейно-параметрической дискретной модели. Для оценивания коэффициентов линейно-параметрической дискретной модели предложена итерационная процедура среднеквадратичного оценивания, позволяющая практически устранить смещение в оценках и тем самым добиться высокой точности оценивания. Проведена апробация разработанного численного метода при обработке экспериментальных кривых ползучести сплава Д16АТ, подтверждающая справедливость полученных соотношений и эффективность метода.

Первая и вторая стадии деформации ползучести; модель ползучести; разностные уравнения; обобщённая регрессионная модель; среднеквадратическое оценивание.

Цитирование: Зотеев В.Е., Макаров Р.Ю. Численный метод определения параметров модели ползучести в пределах первых двух стадий // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 145-156. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-145-156

Введение

Характеристики ползучести и длительной прочности являются одними из наиболее ответственных характеристик, влияющих на работоспособность элементов конструкций, эксплуатируемых в условиях высоких температур и напряжений. Современные тенденции бережливого производства, экономии материальных ресурсов, наиболее полного использования механических свойств конструкционных материалов требуют постоянного развития и совершенствования методов расчёта напряжённо-деформированного состояния элементов конструкций в условиях ползучести. Вместе с тем, нелинейность определяющих уравнений ползучести и длительной прочности существенно ограничивает применение аналитических методов и повышает значимость численных методов решения. Существующие методы обладают рядом недостатков: либо являются чувствительными к монотонности входных данных, либо, что относится к итерационным численным методам, – медленной сходимостью итерационных процедур и неопределённостью выбора начального приближения [11]. В силу вышеизложенного возникает потребность в разработке новых численных методов, лишённых указанных недостатков.

Определяющие уравнения

Для описания кривых ползучести в пределах первых двух стадий [9;10] предлагается закон вида

$$p(t, \sigma) = f_1(t) f_2(\sigma) + f_2(\sigma) t, \quad (1)$$

где $f_1(t) = \sum_{k=1}^s c_k (1 - e^{-\alpha_k t})$, $f_2(\sigma)$ – зависимость деформации ползучести от напряжения σ , например, по закону Нортона-Бейли.

Таким образом, совокупность кривых ползучести в пределах стадий неустановившейся и установившейся ползучести при различных значениях номинального напряжения σ может быть описана в виде

$$\tilde{p}(t, \sigma_{0j}) = \sum_{k=1}^s c_k (1 - e^{-\alpha_k t}) \sigma_{0j}^m + B \sigma_{0j}^m t, j = \overline{1, M}, \quad (2)$$

где s – количество экспоненциальных слагаемых; c_k , α_k , B , m – параметры материала; σ_{0j} – значения номинального напряжения; M – количество кривых ползучести в серии экспериментов.

Рассмотрим закон (2) в случае одного экспоненциального слагаемого ($s = 1$):

$$\tilde{p}(t, \sigma_{0j}) = c(1 - e^{-\alpha t}) \sigma_{0j}^m + B \sigma_{0j}^m t, j = \overline{1, M}, \quad (3)$$

который известен как закон Содерберга [6;7].

В [6;7] для определения параметров в законе (3) предлагается модификация метода Левенберга-Марквардта. В данной работе определение параметров в (3) основывается на ином подходе, предложенном и описанном в [1 – 5].

В соответствии с данным подходом осуществляется переход от математической модели, нелинейной по параметрам, к линейно-параметрической дискретной модели, описывающей последовательные значения нелинейной математической зависимости. При этом получают соотношения, описывающие связь между параметрами исходной нелинейной модели и коэффициентами линейно-параметрической дискретной модели. Оценивание коэффициентов линейно-параметрической дискретной модели происходит с помощью итерационной процедуры среднеквадратичного оценивания. При этом практически решается проблема выбора начального приближения с достаточно высокой скоростью сходимости итерационной процедуры. Рассмотрим применение данного подхода в задаче оценивания параметров в законе (3).

Формирование разностных уравнений

С учётом гипотезы подобия кривых ползучести с разделением переменных [9;10] деформация ползучести может быть описана следующим образом:

$$p = f_1(t) f_2(\sigma).$$

С её учётом закон (3) примет вид:

$$\tilde{p}(t, \sigma_{0j}) = [c(1 - e^{-\alpha t}) + Bt] \sigma_{0j}^m, j = \overline{1, M}. \quad (4)$$

При равномерной дискретизации по времени с периодом τ получаем дискретный аналог (4):

$$\tilde{p}_{k,j} = p_k \sigma_{0j}^m, j = \overline{1, M}, k = \overline{0, N-1}, \quad (5)$$

где

$$\tilde{p}_k = c(1 - e^{-\alpha\tau k}) + B\tau k, k = \overline{0, N-1}, \quad (6)$$

N – объём выборки результатов наблюдений.

Подставляя в выражение (6) вместо k значение $k-1$, получим

$$\tilde{p}_{k-1} = c(1 - e^{-\alpha\tau(k-1)} + B\tau(k-1)) \text{ или } \tilde{p}_{k-1} = c - ce^{-\alpha\tau} e^{\alpha\tau} + B\tau(k-1).$$

Выражая функцию $-ce^{-\alpha\tau k} = (\tilde{p}_{k-1} - c - B\tau(k-1))e^{-\alpha\tau}$ и подставляя полученное соотношение в (6), получим: $\tilde{p}_k = c + (\tilde{p}_{k-1} - c - B\tau(k-1))e^{-\alpha\tau} + B\tau k$.

Далее, раскрывая скобки и приводя подобные слагаемые, получим

$$\tilde{p}_k = \tilde{p}_{k-1}e^{-\alpha\tau} + (B\tau - B\tau e^{-\alpha\tau})k + c - ce^{-\alpha\tau} + B\tau e^{-\alpha\tau} \text{ или}$$

$$\tilde{p}_k = \tilde{p}_{k-1}\lambda_1 + \lambda_2 k + \lambda_3, k = \overline{1, N-1}, \quad (7)$$

где

$$\lambda_1 = e^{-\alpha\tau}, \lambda_2 = B\tau(1 - e^{-\alpha\tau}), \lambda_3 = c(1 - e^{-\alpha\tau}) + B\tau e^{-\alpha\tau}. \quad (8)$$

С учётом (5) имеем выражение $\tilde{p}_k = \frac{\tilde{P}_{k,j}}{\sigma_{0j}^m}, j = \overline{1, M}, k = \overline{0, N-1}$, подставляя которое в (7),

получим $\frac{\tilde{P}_{k,j}}{\sigma_{0j}^m} = \frac{\tilde{P}_{k-1,j}}{\sigma_{0j}^m} \lambda_1 + \lambda_2 k + \lambda_3, k = \overline{1, N-1}, j = \overline{1, M}$.

Таким образом, получаем разностное уравнение, описывающее последовательность дискретных значений деформации ползучести, описываемых законом (4):

$$\begin{cases} \tilde{P}_{0,j} = 0, \\ \frac{\tilde{P}_{k,j}}{\sigma_{0j}^m} = \frac{\tilde{P}_{k-1,j}}{\sigma_{0j}^m} \lambda_1 + \lambda_2 k + \lambda_3, k = \overline{1, N-1}, j = \overline{1, M}. \end{cases} \quad (9)$$

Учитывая естественный разброс в экспериментальных данных $\varepsilon_{k,j}$, значения деформации ползучести $p_{k,j}$ можно представить в виде

$$p_{k,j} = \tilde{p}_{k,j} + \varepsilon_{k,j}, k = \overline{0, N-1}, j = \overline{1, M}. \quad (10)$$

Подставляя выражение (10) в разностное уравнение (9), получаем математическую модель в форме разностных уравнений, описывающую последовательность экспериментальных значений деформации в серии кривых ползучести в пределах первых двух стадий:

$$\begin{cases} p_{0,j} = \varepsilon_{0,j}, \\ \frac{p_{k,j}}{\sigma_{0j}^m} = \frac{p_{k-1,j}}{\sigma_{0j}^m} \lambda_1 + \lambda_2 k + \lambda_3 + \eta_{k,j}, \\ \eta_{k,j} = -\frac{\varepsilon_{k-1,j}}{\sigma_{0j}^m} \lambda_1 + \frac{\varepsilon_{k,j}}{\sigma_{0j}^m}, k = \overline{1, N-1}, j = \overline{1, M}. \end{cases} \quad (11)$$

Так как разностные уравнения зависят от параметра m , то на первом этапе численного метода необходимо вычислить оценку \hat{m} . Оценивание происходит на основе логарифмирования (5). С учётом естественного разброса данных имеем

$$p_{k,j} = \tilde{p}_k \sigma_{0j}^m + \varepsilon_{k,j}, j = \overline{1, M}, k = \overline{0, N-1}. \quad (12)$$

Из выражения (12) после логарифмирования имеем

$$\begin{aligned} \ln(p_{k,j} - \varepsilon_{k,j}) &= \ln(\tilde{p}_k) + m \ln(\sigma_{0j}), j = 1, k = \overline{1, N-1}, \\ \ln\left(\frac{p_{k,j} - \varepsilon_{k,j}}{p_{k,j-1} - \varepsilon_{k,j-1}}\right) &= m \ln\left(\frac{\sigma_j}{\sigma_{j-1}}\right), j = \overline{2, M}, k = \overline{1, N-1}. \end{aligned} \quad (13)$$

После линеаризации по переменным $\varepsilon_{k,j}, \varepsilon_{k,j-1}$ в первом приближении получаем выражения:

$$\begin{aligned} \ln(p_{k,j} - \varepsilon_{k,j}) &\approx \ln(p_{k,j}) - \frac{\varepsilon_{k,j}}{p_{k,j}}, j = 1, k = \overline{1, N-1}, \\ \ln\left(\frac{p_{k,j} - \varepsilon_{k,j}}{p_{k,j-1} - \varepsilon_{k,j-1}}\right) &\approx \ln\left(\frac{p_{k,j}}{p_{k,j-1}}\right) - \frac{1}{p_{k,j}} \varepsilon_{k,j} + \frac{1}{p_{k,j-1}} \varepsilon_{k,j-1}, j = \overline{2, M}, k = \overline{1, N-1}. \end{aligned}$$

Подставив их в (13), получаем:

$$\begin{aligned} \ln(p_{k,j}) &= \ln(\tilde{p}_k) + m \ln(\sigma_{0j}) + \frac{1}{p_{k,j}} \varepsilon_{k,j}, j = 1, k = \overline{1, N-1}, \\ \ln\left(\frac{p_{k,j}}{p_{k,j-1}}\right) &= m \ln\left(\frac{\sigma_j}{\sigma_{j-1}}\right) + \frac{1}{p_{k,j}} \varepsilon_{k,j} - \frac{1}{p_{k,j-1}} \varepsilon_{k,j-1}, j = \overline{2, M}, k = \overline{1, N-1}. \end{aligned} \quad (14)$$

Соотношения (14) лежат в основе формирования регрессионной модели.

Введём следующие вектора и матрицы: $\lambda = [\lambda_1, \dots, \lambda_N]^T$ – N -мерный вектор коэффициентов регрессионной модели;

$b = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_M \end{bmatrix}$ – блочный вектор правой части размера $(N-1) \times M$, состоящий из M векто-

$$\text{ров } b_j: b_1 = \begin{bmatrix} \ln(p_{1,0}) \\ \ln(p_{2,0}) \\ \vdots \\ \ln(p_{N-1,0}) \end{bmatrix}, b_j = \begin{bmatrix} \ln\left(\frac{p_{1,j}}{p_{1,j-1}}\right) \\ \ln\left(\frac{p_{2,j}}{p_{2,j-1}}\right) \\ \vdots \\ \ln\left(\frac{p_{N-1,j}}{p_{N-1,j-1}}\right) \end{bmatrix}, j = 2, \dots, M;$$

$$F = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_M \end{bmatrix} - \text{блочная матрица размера } [(N-1)M \times N], \text{ состоящая из } M \text{ матриц } F_j$$

размера $[(N-1) \times N]$ вида

$$F_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & \ln(\sigma_0) \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \dots & \ln(\sigma_0) \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \dots & \ln(\sigma_0) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & \ln(\sigma_0) \end{bmatrix},$$

$$F_j = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & \ln\left(\frac{\sigma_j}{\sigma_{j-1}}\right) \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & \ln\left(\frac{\sigma_j}{\sigma_{j-1}}\right) \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & \ln\left(\frac{\sigma_j}{\sigma_{j-1}}\right) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & \ln\left(\frac{\sigma_j}{\sigma_{j-1}}\right) \end{bmatrix}, j = 2, \dots, M;$$

$\varepsilon = [\varepsilon_1^T \mid \varepsilon_2^T \mid \dots \mid \varepsilon_M^T]^T$ – блочный вектор естественного разброса данных эксперимента размера $[(N-1) \times M \times 1]$, состоящий из M векторов ε_j размера $[(N-1) \times 1]$:

$$\varepsilon_j = [\varepsilon_{1,j}, \varepsilon_{1,j}, \varepsilon_{2,j}, \dots, \varepsilon_{N-1,j}]^T, j = 1, 2, \dots, M;$$

$\eta = [\eta_1^T \mid \eta_2^T \mid \dots \mid \eta_M^T]^T$ – блочный вектор «невязки» обобщенной регрессионной модели размера $[(N-1)M \times 1]$, состоящий из M векторов η_j размера $[(N-1) \times 1]$:

$$\eta_j = [\eta_{1,j}, \eta_{2,j}, \eta_{3,j}, \dots, \eta_{N-1,j}]^T, \text{ где } \eta_{i,j} = \frac{1}{p_{i,j}} \varepsilon_{i,j}, j = 1, k = \overline{1, N-1},$$

$$\eta_{i,j} = \frac{1}{p_{i,j}} \varepsilon_{i,j} + \frac{1}{p_{i,j-1}} \varepsilon_{i,j-1}, j = \overline{2, M}, k = \overline{1, N-1};$$

P – квадратная матрица линейного преобразования вектора остатков размера $[(N-1)M \times (N-1)M]$, где по главной диагонали расположены элементы:

$$P_{ii} = \frac{1}{p_{i,j}}, j = \overline{1, M}, i = \overline{1, N-1};$$

по побочной диагонали расположены элементы:

$$P_{i,j-1} = -\frac{1}{p_{i,j-1}}, j = \overline{2, M}, i = \overline{1, N-1}.$$

С учётом введённых векторов и матриц получаем регрессионную модель вида

$$\begin{cases} b = F\lambda + \eta, \\ \eta = P\varepsilon. \end{cases} \quad (15)$$

Оценивание коэффициентов находится как

$$\hat{\lambda} = [F^T (P^{-1})^T P^{-1} F]^{-1} F^T (P^{-1})^T P^{-1} b; \quad (16)$$

оценка параметра m :

$$\hat{m} = \hat{\lambda}_{N-1}. \quad (17)$$

Далее формируется обобщённая регрессионная модель, в основе которой лежат уравнения (11).

Введём следующие вектора и матрицы:

$\lambda = [\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]^T$ – трёхмерный вектор коэффициентов обобщённой регрессионной модели;

$b = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_M \end{bmatrix}$ – блочный вектор правой части размера $M \times N$, состоящий из M векторов b_j

вида $b_j = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{p_{1,j}}{\sigma_{0,j}^m} \\ \vdots \\ \frac{p_{N-1,j}}{\sigma_{0,j}^m} \end{bmatrix}, j = 1, 2, \dots, M;$

$F = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_M \end{bmatrix}$ – блочная матрица размера $[NM \times 3]$, состоящая из M матриц F_j размера

$[N \times 3]$ вида $F_j = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{p_0}{\sigma_{0,j}^m} & 1 & 1 \\ \frac{p_1}{\sigma_{0,j}^m} & 2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{p_{N-2}}{\sigma_{0,j}^m} & N-2 & 1 \end{bmatrix};$

$\varepsilon = [\varepsilon_1^T \mid \varepsilon_2^T \mid \dots \mid \varepsilon_M^T]^T$ – блочный вектор естественного разброса данных эксперимента размера $[N \times M \times 1]$, состоящий из M векторов ε_j размера $[N \times 1]$:

$$\varepsilon_j = [\varepsilon_{0,j}, \varepsilon_{1,j}, \varepsilon_{2,j}, \dots, \varepsilon_{N-1,j}]^T, \quad j=1, 2, \dots, M;$$

$\eta = [\eta_1^T \mid \eta_2^T \mid \dots \mid \eta_M^T]^T$ – блочный вектор «невязки» обобщенной регрессионной модели размера $[NM \times 1]$, состоящий из M векторов η_j размера $[N \times 1]$:

$$\eta_j = [\eta_{0,j}, \eta_{2,j}, \eta_{3,j}, \dots, \eta_{N-1,j}]^T, \quad \text{где } \eta_{i,j} = -\frac{\varepsilon_{i-1,j}}{\sigma_{0j}^m} \lambda_1 + \frac{\varepsilon_{i,j}}{\sigma_{0j}^m}, \quad i=1, 2, \dots, N, \quad \eta_{0,j} = \varepsilon_{0,j}, \quad j=1, 2, \dots, M;$$

$$P_\lambda = \begin{bmatrix} P_1 & \Theta & \Theta & \dots & \Theta \\ \Theta & P_2 & \Theta & \dots & \Theta \\ \Theta & \Theta & P_3 & \dots & \Theta \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \Theta & \Theta & \Theta & \dots & P_M \end{bmatrix} - \text{блочно-диагональная квадратная матрица линейного преобразования}$$

вектора остатков размера $[NM \times NM]$, состоящая из M матриц P_j размера $[N \times N]$, $j=1, 2, \dots, M$ и нулевых матриц Θ , где

$$P_j = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_{0j}^m} & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\lambda_1}{\sigma_{0j}^m} & \frac{1}{\sigma_{0j}^m} & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{\lambda_1}{\sigma_{0j}^m} & \frac{1}{\sigma_{0j}^m} & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & -\frac{\lambda_1}{\sigma_{0j}^m} & \ddots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & -\frac{\lambda_1}{\sigma_{0j}^m} & \frac{1}{\sigma_{0j}^m} \end{bmatrix}.$$

С учётом введённых векторов и матриц обобщённая регрессионная модель может быть представлена в виде

$$\begin{cases} b = F \lambda + \eta; \\ \eta = P_\lambda \varepsilon. \end{cases} \quad (18)$$

Итерационная процедура среднеквадратичного оценивания

В основе оценивания параметров модели (4) лежит минимизация остаточной суммы квадратов $Q = \|\varepsilon\|^2 = \|p - \tilde{p}\|^2 \rightarrow \min$, которую с учётом системы (18) при невырожденной матрице P_λ можно представить в виде $Q = \|\varepsilon\|^2 = \|P_\lambda^{-1} b_\lambda - P_\lambda^{-1} F \lambda\|^2$. Дифференцируя остаточную сумму квадратов по переменным λ_i , приравнявая нулю результаты

дифференцирования, получаем систему нормальных уравнений, которая в векторной форме имеет вид

$$(F^T - B_\lambda D_p^T) \Omega_\lambda^{-1} F \lambda = (F^T - B_\lambda D_p^T) \Omega_\lambda^{-1} b. \quad (19)$$

Здесь B_λ – блочная диагональная матрица размера $[3N \times 3]$ с матрицами-столбцами

$$P_\lambda^{-1}(b - F\lambda) \quad \text{по диагонали:} \quad B_\lambda = \begin{bmatrix} P_\lambda^{-1}(b - F\lambda) & \bar{0} & \bar{0} \\ \bar{0} & P_\lambda^{-1}(b - F\lambda) & \bar{0} \\ \bar{0} & \bar{0} & P_\lambda^{-1}(b - F\lambda) \end{bmatrix},$$

$$D_p = \begin{bmatrix} \frac{dP_\lambda}{d\lambda_1} & \frac{dP_\lambda}{d\lambda_2} & \frac{dP_\lambda}{d\lambda_3} \end{bmatrix} - \text{блочная матрица-строка размера } [N \times 3N].$$

Решение системы (19) имеет вид

$$\lambda = \left[(F^T - B_\lambda D_p^T) \Omega_\lambda^{-1} F \right]^{-1} (F^T - B_\lambda D_p^T) \Omega_\lambda^{-1} b. \quad (20)$$

Формула (20) лежит в основе итерационной процедуры среднеквадратичного оценивания элементов вектора λ . Рекуррентное соотношение, описывающее итерационный процесс уточнения коэффициентов на основе (20), имеет вид

$$\hat{\lambda}^{(i+1)} = \left[(F^T - B_{\lambda_i} D_p^T) \Omega_{\lambda_i}^{-1} F \right]^{-1} (F^T - B_{\lambda_i} D_p^T) \Omega_{\lambda_i}^{-1} b, \quad i = 0, 1, 2, 3, \dots \quad (21)$$

Начальное приближение $\hat{\lambda}^{(0)}$ находится из минимизации функционала $\|\eta\|^2 = \|b - F\hat{\lambda}\|^2 \Rightarrow \min$, откуда

$$\hat{\lambda}^{(0)} = (F^T F)^{-1} F^T b. \quad (22)$$

Таким образом, алгоритм итерационной процедуры среднеквадратичного оценивания может быть описан следующим образом.

1. По представленным формулам строится регрессионная модель (15) и по формулам (16)-(17) находится оценка параметра m .

2. Строятся вектора и матрицы, входящие в обобщённую регрессионную модель (18).

3. По формуле (22) находится начальное приближение $\hat{\lambda}^{(i)}, i = 0$.

4. По формуле (21) находится приближение $\hat{\lambda}^{(i+1)}$ вектора коэффициентов обобщённой регрессионной модели (18).

5. Сравниваются по модулю величины $\hat{\lambda}^{(i+1)}$ и $\hat{\lambda}^{(i)}$. Если $\max |\hat{\lambda}_j^{(i+1)} - \hat{\lambda}_j^{(i)}| < \delta$, $j = \overline{1, 3}$, где $\delta > 0$ – заданное значение предельной абсолютной погрешности, то процесс вычислений заканчивается и за вектор оценок коэффициентов обобщённой регрессионной модели принимается вектор $\hat{\lambda}^{(i+1)}$. Если $\max |\hat{\lambda}_j^{(i+1)} - \hat{\lambda}_j^{(i)}| \geq \delta$, то, увеличив i на единицу, следует вернуться к шагу 4 алгоритма.

По найденным оценкам коэффициентов обобщённой регрессионной модели (18) находятся оценки параметров модели ползучести (3). На основе (8) получаем:

$$\hat{\alpha} = -\frac{1}{\tau} \ln(\hat{\lambda}_1), \quad \hat{B} = \frac{\hat{\lambda}_2}{(1 - \hat{\lambda}_1)\tau}, \quad \hat{c} = \frac{\hat{\lambda}_3}{1 - \hat{\lambda}_1} - \frac{\hat{\lambda}_1 \hat{\lambda}_2}{(1 - \hat{\lambda}_1)^2}. \quad (23)$$

Апробация разработанного метода

Для апробации разработанного метода обработаны три экспериментальных кривых ползучести для алюминиевого сплава Д16АТ при температуре 150°С по данным работы [8] при постоянных номинальных напряжениях $\sigma_0 = 25; 29; 31 \frac{\text{кг}}{\text{мм}^2}$. Кривые ползучести представлены на рис. 1.

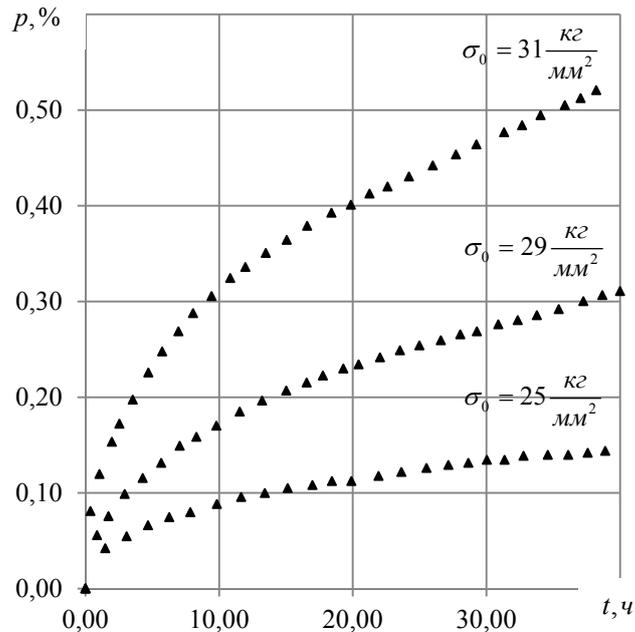


Рис. 1. Кривые ползучести сплава Д16АТ

На этапе предварительной обработки были сформированы равномерные по координате t выборки с периодом равномерной дискретизации $\tau = 0.5$ и объёмом $N = 80$.

Установлено, что предварительная обработка результатов эксперимента на основе сглаживания с помощью скользящего среднего практически не меняет исходные экспериментальные данные ползучести [5].

В процессе реализации описанного алгоритма были получены следующие результаты. На первом этапе численного метода получена оценка параметра $\hat{m} = 6.256$. В результате выполнения итерационной процедуры среднеквадратичного оценивания после семи итераций были получены оценки коэффициентов $\hat{\lambda}$: $\hat{\lambda}_1 = 0.853$, $\hat{\lambda}_2 = 2.348 \cdot 10^{-13}$, $\hat{\lambda}_3 = 1.837 \cdot 10^{-13}$. Используя соотношения (23), были получены оценки $\hat{\alpha} = 0.317$, $\hat{n} = 1.159 \cdot 10^{-10}$, $\hat{B} = 3.201 \cdot 10^{-12}$.

Таким образом, для описания зависимости ползучести от времени и напряжения может быть использована функция

$$p(t, \sigma_0) = \left[1.159 \cdot 10^{-10} (1 - e^{-0.317t}) + 3.201 \cdot 10^{-12} t \right] \sigma_0^{6.256}. \quad (24)$$

На рис. 2 изображена зависимость (24), построенная при различных значениях номинального напряжения σ_0 .

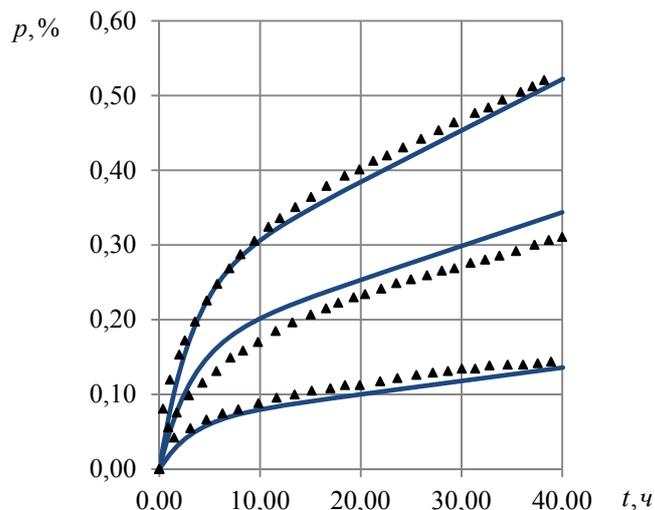


Рис.2. Экспериментальные кривые ползучести сплава Д16АТ (точки) и кривые, построенные на основе метода, при различных значениях номинального напряжения σ_0

Остаточные суммы квадратов для каждой j -й диаграммы ползучести в относительных единицах составили: 11.098%, 11.117%, 4.766% соответственно. По совокупности всех кривых остаточная сумма квадратов в относительных единицах равна 7.209%. Коэффициент детерминации R^2 , который косвенно может служить оценкой адекватности построенной модели экспериментальным данным по совокупности всех диаграмм ползучести, равен 0.981, что свидетельствует о высокой степени адекватности построенной модели (24) данным эксперимента.

Заключение

Разработан численный метод оценивания параметров деформации в пределах первых двух стадий ползучести по совокупности кривых ползучести, построенных при обработке результатов эксперимента для различных значений номинального напряжения. Результаты апробации метода при обработке результатов эксперимента в форме кривых ползучести алюминиевого сплава Д16АТ при температуре 150°C подтвердили достоверность полученных соотношений и выводов и его эффективность при оценивании параметров третьей стадии деформации ползучести.

Библиографический список

1. Зотеев В.Е. Итерационный метод среднеквадратичного оценивания коэффициентов стохастического разностного уравнения колебания систем с турбулентным трением // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. 2005. № 38. С. 100-109.
2. Зотеев В.Е. Итерационный метод среднеквадратичного оценивания параметров корреляционной функции распределения случайного поля неупругой реологической деформации // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. 2006. № 42. С. 123-134.
3. Зотеев В.Е. Математические основы построения разностных уравнений для задач параметрической идентификации // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. 2008. № 2 (17). С. 192-202.

4. Зотеев В.Е. Параметрическая идентификация диссипативных механических систем на основе разностных уравнений. М.: Машиностроение, 2009. 343 с.
5. Зотеев В.Е., Макаров Р.Ю. Численный метод определения параметров модели ползучести разупрочняющегося материала // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. 2016. Т. 20, № 2. С. 328-341. DOI: 10.14498/vsgtu1488
6. Катанаха Н.А., Гецов Л.Б., Данюшевский И.А., Семенов А.С. Ресурс гибов высокотемпературных паропроводов // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. 2013. № 178. С. 82-94.
7. Катанаха Н.А., Семенов А.С., Гецов Л.Б. Единая модель долгосрочной и краткосрочной ползучести и идентификация её параметров // Проблемы прочности. 2013. № 4. С. 143-157.
8. Работнов Ю.Н. Опытные данные по ползучести технических сплавов и феноменологические теории ползучести (обзор) // Прикладная математика и техническая физика. 1965. Т. 6, № 1. С. 141-159.
9. Радченко В.П., Саушкин М.Н. Ползучесть и релаксация остаточных напряжений в упрочнённых конструкциях. М.: Машиностроение-1, 2005. 226 с.
10. Радченко В.П., Симонов А.В. Разработка автоматизированной системы построения моделей неупругого деформирования металлов на основе методов непараметрического выравнивания экспериментальных данных // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. 1999. № 7. С. 51-62.
11. Четыркин Е.М. Статистические методы прогнозирования. М.: Статистика, 1977. 200 с.

NUMERICAL METHOD OF DETERMINING CREEP MODEL PARAMETERS WITHIN THE FIRST TWO STAGES OF CREEP

©2017

V. E. Zoteev Doctor of Science (Engineering), Department of Applied Mathematics and Information Science;
Samara State Technical University; Samara, Russian Federation;
zoteev-ve@mail.ru

R. Yu. Makarov post-graduate student, Department of Applied Mathematics and Information Science;
Samara State Technical University, Samara, Russian Federation;
makaroman1@yandex.ru

The article describes a new numerical method for determining the parameters of a creep model within the first two stages of creep. The numerical method is based on the transition from a nonlinear model of creep to a linear-parametric discrete model. The linear-parametric discrete model describes the sequence of experimental values of creep deformation. The formulas describing the relationship between the coefficients of the linear parametric discrete model and the parameters of the reference creep model are presented. We propose an iterative procedure of RMS estimation of the coefficients of the linear parametric discrete model. The developed numerical method was tested in the estimation of parameters of a creep model, and the validity of the relationships obtained was confirmed.

First and secondary stages of creep; creep model; difference equations; generalized regression model; RMS estimation.

Citation: Zoteev V.E., Makarov R.Yu. Numerical method of determining creep model parameters within the first two stages of creep. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 145-156. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-145-156

References

1. Zoteev V.E. Iteration procedure of RMS estimation of coefficients of a stochastic difference equation of turbulence-friction systems' vibration. *Vestnik Samarskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*. 2005. No. 38. P. 100-109. (In Russ.)
2. Zoteev V.E. Iteration procedure of RMS estimation of the correlation function of distribution of the plastic rheological deformation random field. *Vestnik Samarskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*. 2006. No. 42. P. 123-134. (In Russ.)
3. Zoteev V.E. Mathematical Base for Difference Equations Formulation in Parametrical Identification Problems. *Vestnik Samarskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*. 2008. No. 2 (17). P. 192-202. (In Russ.)
4. Zoteev V.E. *Parametricheskaya identifikatsiya dissipativnykh mekhanicheskikh sistem na osnove raznostnykh uravneniy* [Parametric identification of dissipative mechanical systems on the basis of difference equations]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2009. 343 p.
5. Zoteev V.E., Makarov R.Yu. A numerical method for the determination of parameters of the strain softening creep model. *Vestnik Samarskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*. 2016. V. 20, no. 2. P. 328-341. (In Russ.). DOI: 10.14498/vsgtu1488
6. Katanakha N.A., Getsov L.B., Danyushevskii I.A., Semenov A.S. The resource for the bends of high-temperature steampipes. *Nauchno-tekhnicheskie vedomosti Sankt-Peterburgskogo gosudarstvennogo politekhnicheskogo universiteta*. 2013. No. 178. P. 82-94. (In Russ.)
7. Katanakha N.A., Semenov A.S., Getsov L.B. Unified Model of Steady-State and Transient Creep and Identification of Its Parameters. *Strength of Materials*. 2013. V. 45, Iss. 4. P. 495-505. DOI: 10.1007/s11223-013-9485-7
8. Rabotnov Ju.N. Experimental data on creep of engineering alloys and phenomenological theories of creep. A review. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 1965. V. 6, Iss. 1. P. 137-154. DOI: 10.1007/BF00914390
9. Radchenko V.P., Saushkin M.N. *Polzuchest' i relaksatsiya ostatochnykh napryazheniy v uprochnennykh konstruktsiyakh* [Creep and relaxation of residual stresses in strengthened structures]. Moscow: Mashinostroenie-1 Publ., 2005. 226 p.
10. Radchenko V.P., Simonov A.V. Computerized system for constructing models of inelastic deformation of metals on the basis of methods of nonparametric data smoothing. *Vestnik Samarskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*. 1999. No. 7. P. 51-62. (In Russ.)
11. Chetyrkin E.M. *Statisticheskie metody prognozirovaniya* [Statistical methods of forecasting]. Moscow: Statistika Publ., 1977. 200 p.

НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ НЕЖЁСТКИХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ И КОРРОЗИОННО-СТОЙКИХ СТАЛЕЙ

© 2017

Е. С. Киселев доктор технических наук, профессор кафедры «Технология машиностроения»; Ульяновский государственный технический университет; kec.ulstu@mail.ru

О. В. Благовский кандидат технических наук, инженер-конструктор; Ульяновский механический завод; oleg_vbm@mail.ru

Рассмотрен подход для решения актуальной задачи обеспечения размерной стабилизации нежестких деталей летательных аппаратов из титановых сплавов и коррозионно-стойких сталей. Известно, что существенная потеря точности и изменение пространственной ориентации поверхностей нежестких деталей связаны с формированием в поверхностных слоях нежелательных технологических остаточных напряжений. Предложен способ снижения величины остаточных напряжений в поверхностном слое цилиндрических деталей путём ультразвуковой обработки индентором, имеющим полосовой контакт с обрабатываемой заготовкой. Приведены результаты экспериментальных исследований, направленных на исключение длительной операции термической релаксации технологических остаточных напряжений из процесса изготовления нежестких деталей с помощью рационального использования процесса технологического наследования и энергии ультразвукового поля. Показана высокая эффективность разработанного способа и возможность применения его для стабилизации размерной точности нежестких и тонкостенных заготовок из труднообрабатываемых материалов.

Нежесткие детали; поверхностный слой; остаточные напряжения; фазовый состав; технологическое наследование.

Цитирование: Киселев Е.С., Благовский О.В. Новые технологии изготовления нежестких деталей из титановых сплавов и коррозионно-стойких сталей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 157-163. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-157-163

В настоящее время в конструкциях двигателей летательных аппаратов всё более широкое распространение получает использование нежестких деталей, исполнительные поверхности которых работают при повышенных температурах и в условиях знакопеременных нагрузок и агрессивных сред. В качестве материалов для таких деталей используются труднообрабатываемые коррозионно-стойкие и жаропрочные стали, а также сплавы на основе титана и никеля. Так, доля титановых и жаропрочных сплавов в конструкции авиационных двигателей четвёртого поколения на 2006 год составляла порядка 89% [1].

Проблема обеспечения заданных эксплуатационных свойств при изготовлении нежестких деталей из труднообрабатываемых материалов, в которых возникающие из-за теплосилового напряжённости и структурно-фазовых превращений остаточные напряжения любого знака способны вызвать значительные изменения в форме и пространственной ориентации, стоит существенно острее, чем для других конструкционных материалов. Это объясняется тем, что их тепло- и температуропроводность до 4-5 раз меньше, чем у конструкционных углеродистых сталей и вся теплота, возникающая в зоне резания, локализуется в поверхностном слое обрабатываемой заготовки. На практике это приводит к необходимости существенно снижать элементы режима, а в некоторых случаях даже подбирать опытным путём последовательность изготовления. Механическую обработку заготовок деталей, обладающих сложной пространственной формой, чаще всего ведут на современных обрабатывающих центрах, для которых подобные потери производительности недопустимы.

Для создания заданного уровня физико-механических свойств поверхностного слоя (ПС) заготовок, как правило, используют термообработку, в частности, отпуск или старение для снятия остаточных напряжений, частичную или полную аустенитизацию для регулирования фазового состава или естественную (временную) релаксацию остаточных напряжений. Уменьшать уровень технологических остаточных напряжений (ТОН) можно как сразу после окончательной обработки заготовки, обычно являющейся наиболее теплонапряжённой, так и в ходе всего технологического процесса изготовления детали. Традиционно используемые методы связаны либо с большими временными (естественная релаксация), энергетическими (термическая релаксация) и материальными затратами (экспериментальный подбор элементов режима и последовательности обработки), либо с существенными трудностями при изготовлении нежестких деталей (поверхностно-пластическое деформирование).

Весьма перспективным является использование для этой цели энергии ультразвукового (УЗ) поля [1; 2]. Однако до настоящего времени весьма сложным является определение рационального места расположения операции релаксации ТОН в технологическом процессе изготовления деталей. Во многом это связано с необходимостью учёта процесса технологического наследования. Последнее оказывает существенное влияние на уровень ТОН в готовых деталях. Отсутствие теории, практических рекомендаций и методик учёта наследования затрудняет разработку оптимальных технологических процессов изготовления нежестких деталей из труднообрабатываемых материалов с заданными эксплуатационными свойствами. Решение данных проблем позволяет повысить точность обработки, уменьшить длительность технологического цикла и снизить себестоимость изготовления деталей.

Экспериментальные исследования влияния элементов режима комбинированной обработки на примере точения и ультразвукового твёрдосплавного выглаживания (УЗТВ), а также УЗ релаксации на ТОН и фазовый состав (ФС) выполнены для образцов из типовых представителей различных групп труднообрабатываемых материалов: высокопрочных сталей (база для сравнения – 30ХГСА), коррозионно-стойких сталей ферритного и аустенитно-ферритного классов (40Х13 и 07Х16Н6), высокопрочных и жаропрочных титановых сплавов (BT9 и BT3-1).

Рассмотрим часть технологического процесса изготовления деталей типа тела вращения, включающую в себя операцию комбинированного точения и ультразвукового твёрдосплавного выглаживания (УЗТВ) с различными элементами обработки. Резец оснащён твёрдосплавной пластиной Korloy CCMT 060204-NPF NC8010 (для титановых сплавов) и Korloy CCMT 060204-NMP NC-9020 (для коррозионно-стойких сталей); индентором – пластиной Korloy CCMT 120408-HS NC-9025, позволяющей создавать наибольшие по величине сжимающие ТОН и распространять их на максимально возможную глубину ПС. Обработку выполняли на токарно-винторезном станке повышенной точности УТ16П с последующим круглым наружным шлифованием с фиксированными элементами режима обработки (круглошлифовальный станок 3М151В, круг 24AF8M7V50 1-600x25x305). Схема комбинированной обработки показана на рис. 1.

Образцами при исследованиях служили валики диаметром от 50 до 65 мм и длиной 200 мм. Ультразвуковые колебания (частота $f = 22$ кГц, амплитуда $A = 10-12$ мкм) накладывали на твёрдосплавный индентор от УЗ-генератора УЗГ-641А.

Обработку точением и шлифованием осуществляли с подачей к зоне контакта инструмента с заготовкой 3-процентного водного раствора концентрата полусинтетической смазочно-охлаждающей жидкости (СОЖ) Велс-1 (расход: 10 л/мин – точение; 40 л/мин – шлифование).



Рис. 1. Схема комбинированной обработки точением и УЗТВ:
 1 – резец; 2 – заготовка; 3 – концентратор; 4 – деформирующий элемент;
 5 – штифт; 6 – прижим; 7 – винт

Поверхностное пластическое деформирование на стадии комбинированной обработки выполняли с подачей в зону контакта твёрдосплавного индентора с заготовкой 100-процентного концентрата СОЖ Велс-1 с расходом 5 г/ч путём нанесения её на контактирующие объекты кистью.

Технологические остаточные напряжения обработанных деталей измеряли неразрушающим методом при помощи измерительно-вычислительного комплекса СИТОН-АРМ, предназначенного для автоматизированного неразрушающего измерения ТОН в ПС изделий из металлов и сплавов; фазовый состав определяли с использованием рентгеновского комплекса РИКОР-7, позволяющего качественно и количественно оценивать соотношение фаз материала ПС.

Исследования технологического наследования остаточных напряжений (рис. 2) и определение коэффициентов наследования K_n производили на заготовках, которые подвергались комбинированной обработке точением и УЗТВ, после чего образцы подвергались обработке резным шлифованием [3].

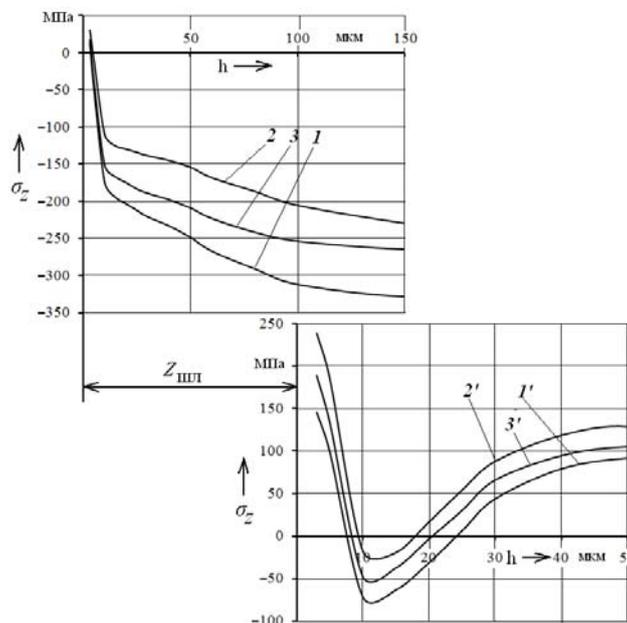


Рис. 2. Примеры технологического наследования ТОН в ПС заготовок из стали 30ХГСА при изменении режима обработки точением и УЗТВ:

- 1 – $t=0,75$ мм, $V_3 = 35,2$ м/мин, $S=0,064$ мм/об, $P = 100$ Н;
- 2 – $t = 1$ мм, $V_3 = 54,9$ м/мин, $S=0,046$ мм/об, $P = 200$ Н;
- 3 – $t=0,5$ мм, $V_3 = 44$ м/мин, $S=0,054$ мм/об, $P = 300$ Н;

1, 2, 3 – ТОН после комбинированного точения и УЗТВ; 1', 2', 3' – ТОН в ПС шлифованных деталей (круг 24AF8M7V50 1–600×25×305, $Z_{\text{шл}} = 0,1$ мм; $V_3 = 30$ м/мин; $V_k = 35$ м/с)

На рис. 3 представлены графики изменения расчётных коэффициентов K_H остаточных напряжений по глубине ПС шлифованных заготовок. Анализ результатов показывает, что на самой поверхности заготовки в зоне контакта с инструментом коэффициент наследования стремится к 1 (релаксация практически отсутствует и ТОН полностью переносятся с предварительно обработанной заготовки). На большей глубине наблюдается значительное (для сталей 30ХГСА и 07Х16Н6, титанового сплава ВТ9) снижение величины K_H . Однако на глубине ПС порядка 30–40 мкм коэффициент наследования вновь начинает расти.

Таким образом, полученные результаты наглядно демонстрируют влияние температуры в зоне обработки и свойств исследуемого материала на изменение величины коэффициента наследования по глубине ПС обработанной заготовки.

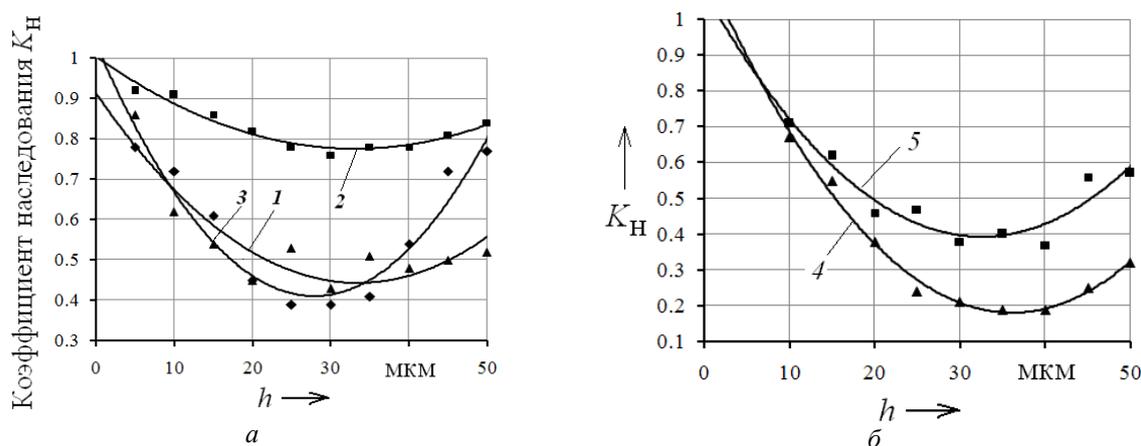


Рис. 3. Графики изменения коэффициента наследования K_H остаточных напряжений по глубине поверхностного слоя заготовок из:

1 – 30ХГСА (а, ▲); 2 – 40Х13 (а, ■); 3 – 07Х16Н6 (а, ◆); 4 – ВТ3-1 (б, ▲); 5 – ВТ9 (б, ■)

Исследования технологического наследования фазового состава материала ПС заготовок из коррозионно-стойкой стали 07Х16Н6 проводили в следующей последовательности: заготовки предварительно обрабатывались комбинированным точением и УЗТВ с различными элементами режима, после чего шлифовались с врезной подачей (рис. 4). Таким образом определяли влияние элементов режима предварительной обработки (глубины резания t , окружной скорости заготовки V_s , продольной подачи S и усилия прижима индентора P) на процентное количество аустенита в шлифованных образцах.

Анализ результатов экспериментальных исследований позволяет утверждать, что подобные изменения фазового состава распространяются на глубину, превышающую припуск на последующую обработку, и в процессе технологического наследования переносятся на готовую деталь. При этом окружная скорость заготовки V_s и продольная подача S незначительно влияют на количество наследуемого аустенита (изменение его процентного содержания составляет менее 5% от объёма ПС). По результатам эксперимента рост глубины резания t снижает количество аустенита в шлифованных заготовках почти на 10%. Похожая картина наблюдается и при увеличении усилия прижима индентора P , когда снижение количества аустенита достигает 17%.

Полученные результаты, как и в случае с ТОН, связаны с изменением радиальных составляющих сил комбинированной обработки при точении и УЗТВ, вызывающих распад аустенита, а также влиянием на образование и распад зёрен аустенита, сформированных в ПС заготовки на этапе предварительной обработки остаточных напряжений.

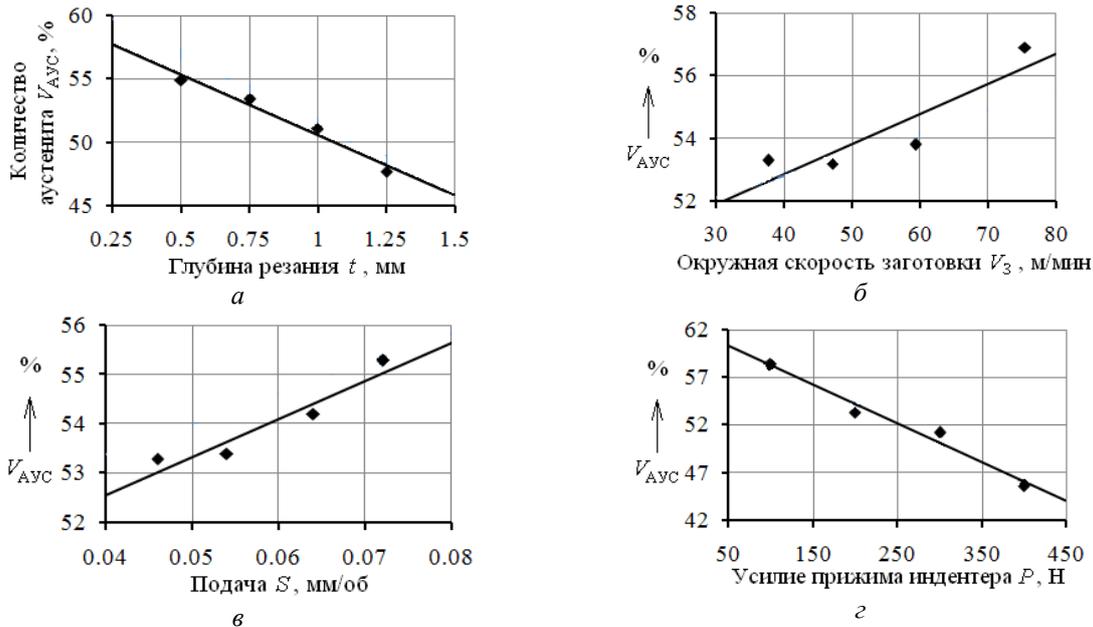


Рис. 4. Зависимость количества аустенитной фазы в поверхностном слое шлифованных заготовок из коррозионно-стойкой стали 07X16H6 от различных элементов режима предварительной комбинированной обработки точением и УЗТВ

На рис. 5 показаны диаграммы, иллюстрирующие технологическое наследование фазового состава ПС заготовок из титановых сплавов ВТ9 и ВТ3-1, обработанных в последовательности аналогично обработке заготовок из стали 07X16H6. Как видно из результатов исследований, характер соотношения объёмов фаз α - и β -титана после шлифования идентичен характеру после комбинированной обработки точением и УЗТВ.

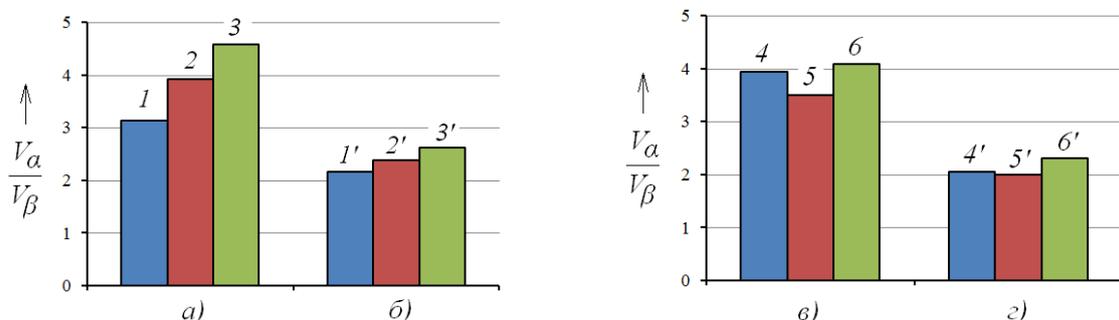


Рис. 5. Изменение фазового состава ПС заготовок из сплавов ВТ9 (а, б) и ВТ3-1 (в, г) в ходе комбинированной обработки точением и УЗТВ (1–6) и шлифования (1'–6'):

- 1 – $t = 1$ мм, $V_3 = 57,4$ м/мин, $S = 0,054$ мм/об, $P = 100$ Н;
- 2 – $t = 0,75$ мм, $V_3 = 45,5$ м/мин, $S = 0,046$ мм/об, $P = 300$ Н;
- 3 – $t = 0,5$ мм, $V_3 = 36,4$ м/мин, $S = 0,064$ мм/об, $P = 200$ Н;
- 4 – $t = 0,75$ мм, $V_3 = 63,5$ м/мин, $S = 0,064$ мм/об, $P = 300$ Н;
- 5 – $t = 0,5$ мм, $V_3 = 50,8$ м/мин, $S = 0,046$ мм/об, $P = 100$ Н;
- 6 – $t = 1$ мм, $V_3 = 40,6$ м/мин, $S = 0,054$ мм/об, $P = 200$ Н

Выполненный комплекс экспериментальных исследований процесса технологического наследования ТОН и фазового состава материала ПС в процессе изготовления деталей из труднообрабатываемых материалов с использованием энергии УЗ поля позволил установить основные пути решения актуальной научной проблемы – повышения эффективности механической обработки заготовок из труднообрабатываемых сталей и сплавов путём управления формированием остаточных напряжений в нежёстких деталях при их изготовлении с использованием ультразвуковых колебаний.

По результатам исследований можно сделать следующие выводы:

1. Установлено, что силовые воздействия, с которыми сопряжена операция комбинированной обработки точением и УЗТВ, могут оказывать отрицательное влияние на фазовый состав ПС заготовок из двухфазных коррозионно-стойких сталей, вызывая распад аустенита.

2. Полученные экспериментально коэффициенты наследования не превышают 1, что совпадает с оценками других исследователей. Наибольший коэффициент наследования выявлен при обработке заготовок из коррозионно-стойкой стали ферритного класса 40X13.

3. Разработанный новый способ комбинированной обработки заготовок точением и УЗТВ позволяет эффективно формировать заданный уровень ТОН и фазового состава поверхностного слоя с использованием энергии УЗ поля.

Исследования проведены в рамках выполнения гранта РФФИ по проекту 15-48-02633.

Библиографический список

1. Качан А.Я., Мозговой В.Ф., Беликов С.Б., Внуков Ю.Н., Карась В.П. Основные направления развития прогрессивных технологий и металлорежущих станков с ЧПУ // Вестник двигателестроения. 2007. № 2. С. 82-85.

2. Киселев Е.С., Ковальногов В.Н. Механическая обработка заготовок в условиях критического тепломассопереноса. М.: Российская академия наук, 2008. 250 с.

3. Kiselev E., Blagovskiy O. Determination of the residual stresses in the surface layer of responsible machine parts with the light of technological heredity // XIX International Scientific-Technical Conference «trans&MOTAUTO'11». V. 1. Varna, Bulgaria, 2011. P. 75-78.

NEW TECHNOLOGIES OF MANUFACTURING NON-RIGID PARTS MADE OF TITANIUM ALLOYS AND STAINLESS STEELS

© 2017

E. S. Kiselev Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Mechanical Engineering Technology;
Ulyanovsk State Technical University, Ulyanovsk, Russian Federation;
kcc.ulstu@mail.ru

O. V. Blagovskiy Candidate of Science (Engineering), design engineer;
Ulyanovsk mechanical plant, Ulyanovsk, Russian Federation;
oleg_vbm@mail.ru

The article considers a new approach to solving a topical scientific problem of providing dimensional stabilization of non-rigid aircraft parts made of titanium alloys and stainless steels. It is known that a significant loss of accuracy and a change in the spatial orientation of surfaces of non-rigid parts are associated with the formation of undesirable technological residual stresses in the surface layers. The authors of the work propose a method of reducing the magnitude of residual stresses in the surface layer of cylindrical parts by ultrasonic treatment with an indenter having strip contact with the workpiece. We present the results of experimental research aimed at eliminating the lengthy operation of thermal relaxation of residual stresses in the process of manufacturing non-rigid parts made of titanium alloys and stainless steels through the rational use of technological heredity phenomena and ultrasonic field energy. The developed method is highly efficient and can be used to stabilize dimensional accuracy of non-rigid and thin-walled parts made of hard-to-machine materials.

Surface layer; non-rigid parts; residual stresses; phase composition; technological heredity.

Citation: Kiselev E.S., Blagovskiy O.V. New technologies of manufacturing non-rigid parts made of titanium alloys and stainless steels. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 157-163. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-157-163

References

1. Kachan A.Ya., Mozgovoy V.F., Belikov S.B., Vnukov Yu.N., Karas' V.P. The main tendencies of the development of advanced technologies and CNC cutting machine tools. *Vestnik dvigatelestroeniya*. 2007. No. 2. P. 82-85. (In Russ.)
2. Kiselev E.S., Kovalnogov V.N. *Mekhanicheskaya obrabotka zagotovok v usloviyakh kriticheskogo teplomassoperenosa* [Machining of workpieces in conditions of critical heat and mass transfer]. Moscow: Russian Academy of Sciences Publ., 2008. 250 p.
3. Kiselev E., Blagovskiy O. Determination of the residual stresses in the surface layer of responsible machine parts with the light of technological heredity. *XIX International Scientific-Technical Conference «trans&MOTAUTO'11»*. V. 1. Varna, Bulgaria, 2011. P. 75-78.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЖИДКОСТНО-ГАЗОВОГО ДВУХФАЗНОГО ЭЖЕКТОРА СО СВЕРХЗВУКОВЫМ ПРОФИЛИРОВАННЫМ СОПЛОМ

© 2017

И. А. Лепешинский доктор технических наук, профессор;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
igorlepezh@yandex.ru

В. А. Решетников кандидат физико-математических наук, доцент;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
vresh031152@mail.ru

И. А. Заранкевич аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
zarankevich@yandex.ru

Рассмотрен двухфазный жидкостно-газовый эжектор со сверхзвуковым соплом, представлены результаты численного моделирования происходящих в нем процессов и формирования двухфазной струи. Экспериментально исследована структура двухфазного течения, сформированная эжектором, и поля скоростей дисперсной фазы. Также получены зависимости расхода эжектируемого газа при различных расходах рабочей жидкости и измерено разрежение, достигаемое эжектором. Эжектор обеспечивает работу системы, формирующей двухфазные высококонцентрированные газокапельные струи при различных расходах и давлениях рабочих тел. Установлено, что благодаря наличию воздуха в двухфазном рабочем теле двухфазная струя на выходе из эжектора разгоняется на начальном участке от среза, а затем тормозится. Приводятся результаты численного моделирования внутренних процессов в пакетах прикладных программ гидрогазодинамики ANSYS, протекающих в двухфазном жидкостно-газовом эжекторе, на основе исследования малоразмерной модели. Приводятся характеристики энергетической эффективности полноразмерного струйного аппарата, сравнение её с промышленными образцами. Отражены перспективы применения жидкостно-газовых струйных аппаратов при высотных испытаниях реактивных двигателей и их агрегатов.

Двухфазный эжектор; сверхзвуковое сопло; двухфазный поток; дисперсная фаза; поля скоростей; ANSYS; CFX; PIV-метод.

Цитирование: Лепешинский И.А., Решетников В.А., Заранкевич И.А. Численное моделирование и экспериментальное исследование жидкостно-газового двухфазного эжектора со сверхзвуковым профилированным соплом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 164-171. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-164-171

Введение

В процессе создания и эксплуатации ракетных и авиационных двигателей и их агрегатов большое значение имеет подтверждение расчётных параметров при различных внешних условиях и режимах работы. Для моделирования работы агрегатов в реальных условиях проводятся многочисленные испытания и проверки. Один из важнейших видов испытаний – высотные (испытания агрегата при различных давлениях окружающей среды от вакуума до атмосферного). Подобные испытания имитируют поведение агрегатов и устройств при пониженном давлении и позволяют получить данные, недоступные при обычных (атмосферных) условиях работы двигателя. Разрежение применяется также при проверке кавитационного запаса насосных агрегатов и проверке герметично-

сти баковых систем. При испытаниях двигателей приходится работать с горячим газом, и механические вакуумные насосы при подобных испытаниях не используются. В настоящее время для обеспечения разрежения при высотных испытаниях применяются струйные аппараты – эжекторы. В некоторых случаях генератором рабочего тела эжектора может выступать и сам двигатель, но в основном используется жидкость. Использование жидкости позволяет не только увлечь за собой газ из вакуумной камеры, но и при необходимости охладить его. Также происходит снижение вредных выбросов за счёт пропускания отработанных газов через слой жидкости.

В настоящее время используются методики расчёта, основывающиеся на экспериментальных коэффициентах. Развитие инструментов компьютерного моделирования позволяет проводить численное моделирование двухфазных потоков с высокой точностью при низких материальных затратах. Совершенствование методик расчёта и экспериментальная проверка результатов численного моделирования процессов в двухфазных жидкостно-газовых струйных аппаратах является актуальной задачей.

Двухфазный жидкостно-газовый эжектор со сверхзвуковым соплом

В общем виде эжектор представляет собой струйный аппарат, ресурс которого это процесс эрозии отверстия под воздействием воды или газа и охлаждённых продуктов сгорания реактивных двигателей. Основными характеристиками вакуумных эжекторов и насосов являются: абсолютное давление в откачиваемом объёме, массовый или объёмный расход откачиваемого газа. Для оценки эффективности эжекторов применяется параметр – коэффициент эжекции, который представляет собой отношение массового расхода жидкости к массовому расходу эжектируемого газа. Объект исследования в работе рассматривается не только как устройство для создания вакуума, но и как устройство для смесеобразования, в частности для создания двухфазной струи с заданными параметрами.

Рассмотрим исследуемый модельный эжектор (рис. 1). Он состоит из струйной форсунки 1 с регулируемым проходным сечением, профилированной сверхзвуковой камеры смешения 2, трубки подачи воды – регулятора положения 3 форсунки 1 в эжекторе и патрубка подачи воздуха 4. Подвод жидкости в камеру смешения осуществляется струйной форсункой 1 с регулируемым проходным сечением. Проходное сечение регулируется для изменения расхода истекающей из форсунки жидкости. Регулировка производится перемещением центрального тела форсунки, в дальнейшем сокращённо называемого ЦТФ. Для регулировки количества воздуха, подаваемого в эжектор, форсунка 1 объединена с трубкой подачи жидкости 3 и образует центральное тело эжектора (в дальнейшем ЦТЭ). При перемещении ЦТЭ относительно оси эжектора происходит изменение проходного сечения на входе в сопло эжектора. Воздух, в свою очередь, подаётся в эжектор через патрубок 4, связанный напрямую с атмосферой.

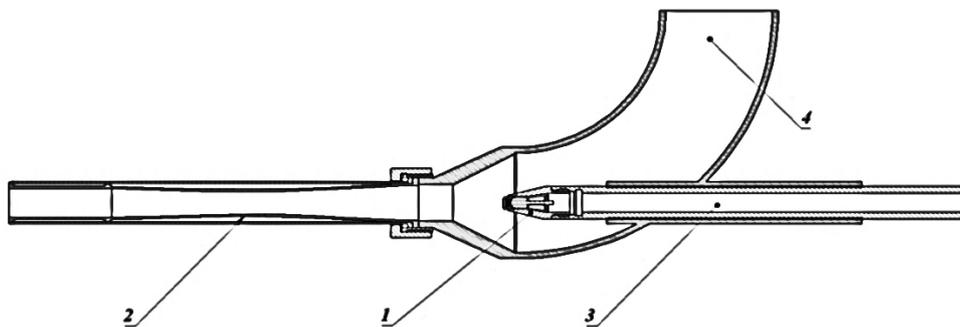


Рис. 1. Конструкция эжектора в сборе

При экспериментальном моделировании использовался стенд, предназначенный для исследования двухфазных газокпельных и пузырьковых течений. Стенд имеет гидравлическую магистраль для подачи жидкости (воды), систему измерения параметров на входе в ЦТЭ (давления, температуры и расходы). Применяемое в системе устройство для измерения массового расхода воздуха, которое предназначено для работы на разрежение, – BOSCH HFM-5 0280217123.

Эксперименты показали, что в ряде режимов работы эжектора абсолютное давление составило 0,01 атм., а при отборе воздуха при атмосферном давлении коэффициент эжекции достигал 20.

Результаты математического моделирования

Математическое моделирование эжектора производилось в пакете прикладных программ для математического моделирования ANSYS в модуле CFX [1]. В качестве граничных условий расчёта были заданы: полное давление жидкости на входе в ЦТЭ, статическое давление газа на входе в патрубок эжектора. Получены следующие параметры двухфазного эжектора: поля давлений и скоростей двухфазной рабочей смеси, расход воздуха на входе в эжектор, поля объёмных концентраций. При расчёте двухфазного потока применялась гомогенная модель. Математическое моделирование показало расхождение с экспериментами по скорости струи не более 5%, по расходу газа также не более 5%. На рис. 2 представлен результат расчёта в виде поля скоростей для жидкости при полном давлении на входе 27 атм.

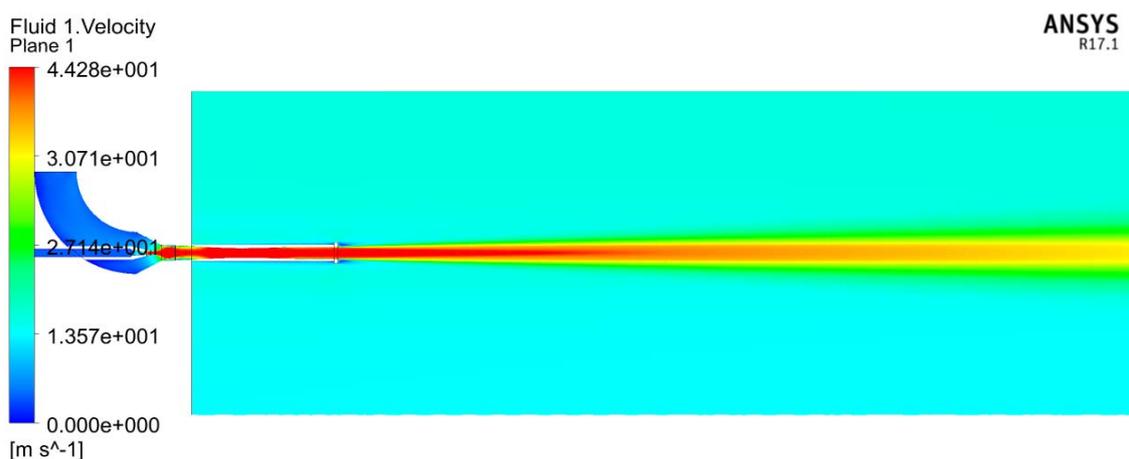


Рис. 2. Поле скоростей двухфазного эжектора

Результаты экспериментальных исследований

Во время исследований измерялись: поля скоростей дисперсной фазы, расходы жидкости и газа и разрежение, создаваемое эжектором.

Измерение полей скоростей. Измерение полей скоростей дисперсной фазы двухфазного потока проводилось PIV-методом (Particle Image Velocimetry – измерение скоростей (анемометрия) по изображению частиц) [2]. Наиболее часто изображение регистрируют при помощи импульсного лазерного «ножа», формирующего измерительный объём («световую плоскость» или лазерный «нож»).

Световая плоскость, которую образует лазерный «нож», в экспериментах имела размер 250×250 мм и была расположена вертикально. При этом горизонтальная ось, соответствующая оси потока, имеет обозначение X , а вертикальная – Y . Система может измерять скорости по оси Z , направление которой перпендикулярно «плоскости» лазерного «ножа». Толщина «плоскости» составляла 3-5 мм [3].

Система лазерных измерений, в основу которой положен PIV-метод, позволила по изображениям потока вычислить: линии тока и вектора скорости в пределах каждого элементарного объёма для каждой пары импульсов лазера; изображения полей скоростей и их проекций также для каждой пары импульсов лазера; графики проекций скоростей U и V как функций координат X и Y . При этом было выполнено осреднение как по пространству, так и по времени.

Поля продольной проекции скорости. После регистрации изображений с помощью программного обеспечения PIV-метода, разработанного фирмой LaVision, рассчитывались поля скоростей для каждой зарегистрированной области. Затем изображения полей скоростей сшивались по координатам X и Y , образуя общее продольное поле скоростей на расстоянии от среза форсунки до 900 мм (рис. 3).

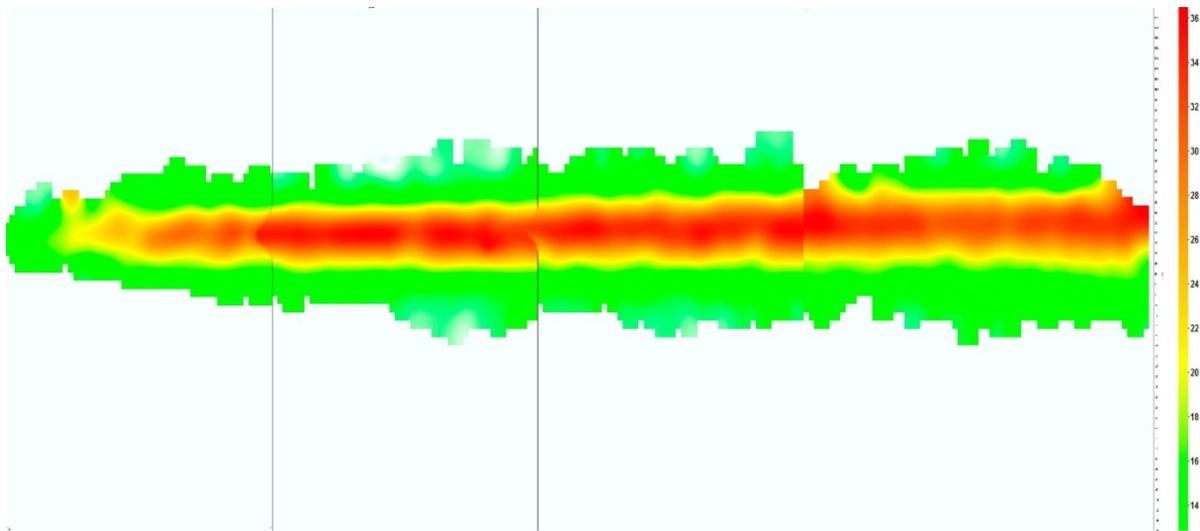


Рис. 3. Поле продольной проекции скоростей струи двухфазного эжектора на расстоянии от среза сопла до 900 мм, максимальная скорость 35 м/с

Осреднённые скорости. На рис. 4 и 5 приведены графики осевой проекции вектора средней скорости каплей U вдоль оси струи и в четырёх поперечных сечениях струи (для расстояний 0, 200, 400, 600 мм от среза сопла). Следует отметить (рис. 6), что скорость каплей увеличивается от 6 м/с (в начальном сечении) до максимального значения 33 м/с (на расстоянии 220 – 400 мм от среза сопла).

Данное явление потребовало проведения дополнительных экспериментов с высокоскоростной регистрацией двухфазной струи на начальном участке. Дополнительное исследование показало, что на малом расстоянии от среза сопла струя представляет собой неоднородный двухфазный поток, основная часть которого распространяется в пространстве с незначительной скоростью, а оставшаяся часть со скоростями, значительно превышающими среднюю скорость. По мере удаления от среза сопла двухфазный поток становится более однородным по своему дисперсному составу, а его скорость выравнивается (рис. 6).

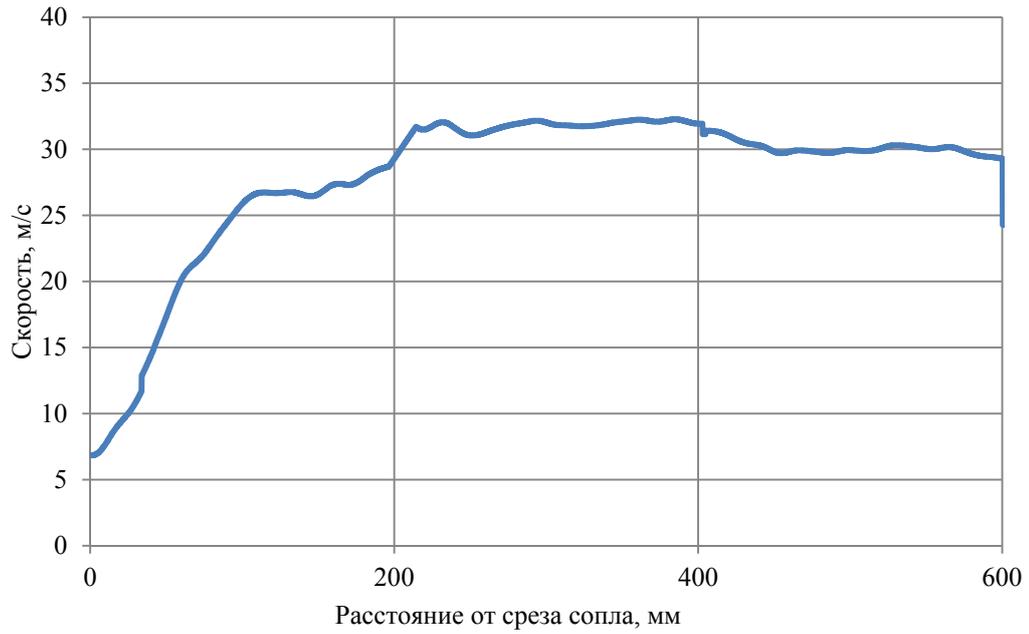


Рис. 4. Профиль U-проекции вектора средней скорости капель на ось X вдоль струи

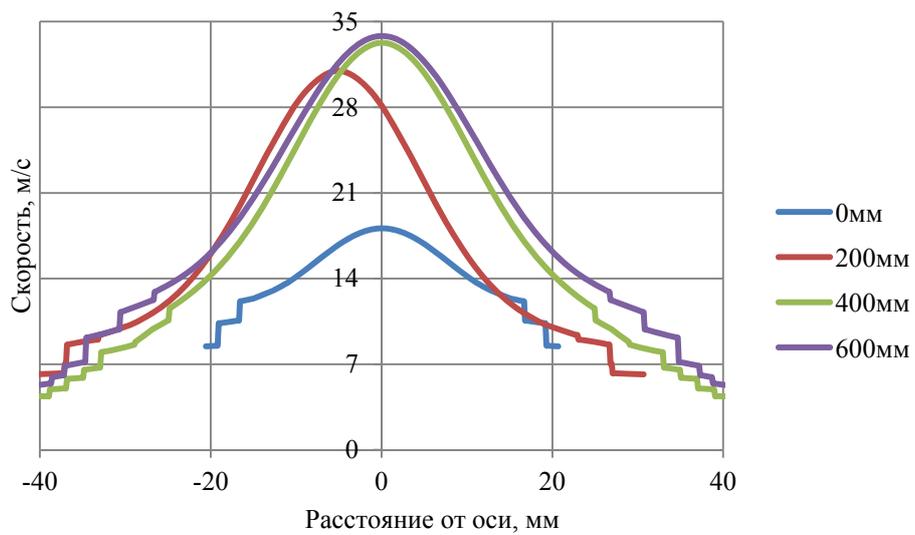


Рис. 5. Профили U-проекции вектора скорости капель на ось X в поперечных сечениях струи на расстояниях 0, 200, 400, 600 мм от среза сопла

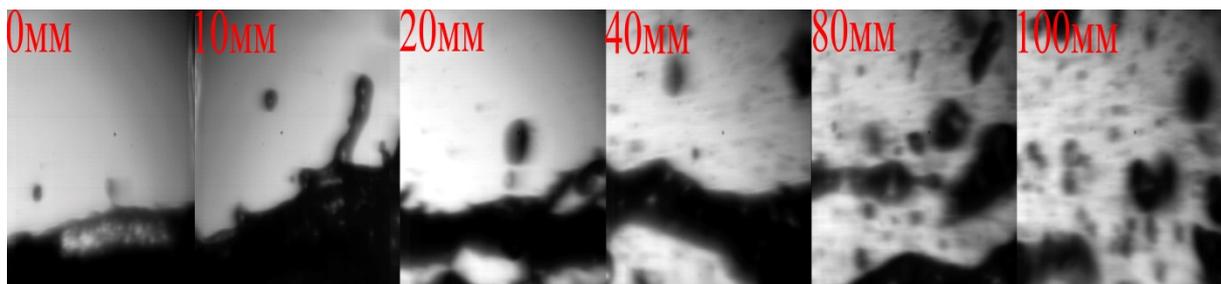


Рис. 6. Дробление периферийной части двухфазного потока

Абсолютное давление. В результате испытаний было измерено абсолютное давление при различном расходе жидкости. Замеры давления производились путём закрытия входа в эжектор и измерения абсолютного давления в откачиваемом объёме. Зависимость абсолютного давления от массового расхода жидкости приведена на рис. 7. Из него видно, что данный эжектор позволяет получить абсолютное давление 0,01 атм.

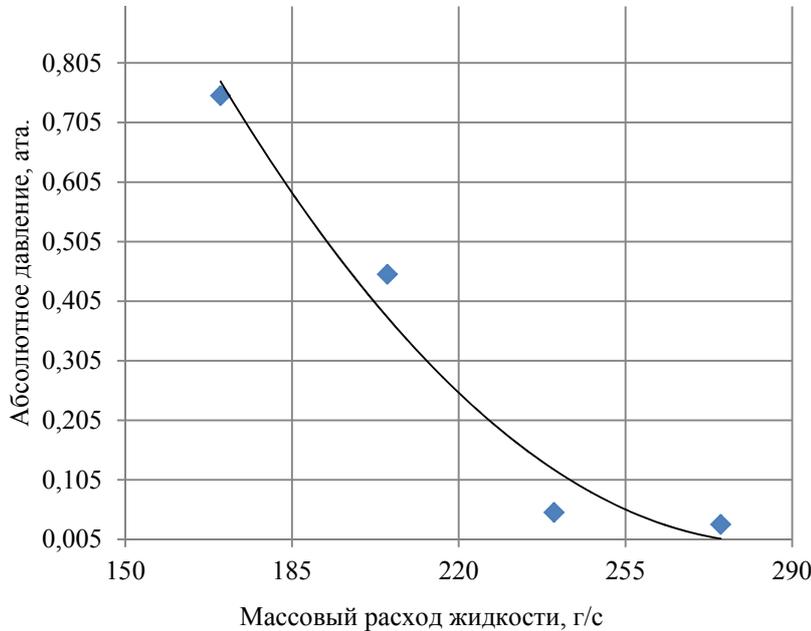


Рис. 7. Зависимость абсолютного давления от расхода жидкости в эжекторе

Энергетическая эффективность эжектора

Под энергетической эффективностью двухфазного жидкостно-газового эжектора следует понимать отношение полезной работы изменения давления газа от атмосферного давления до давления в откачиваемом объёме к затрачиваемой на создание определённых параметров жидкости (давление, расход) гидравлической мощности. Для оценки эффективности используется следующая формула:

$$\eta_{из}^{ж\ 2} = \frac{G_2 R_2 T_{c0} \ln \frac{P_{c0}}{P_{c0н}}}{H \rho_{ж} G_{ж} g}, \quad (1)$$

где $\eta_{из}^{ж\ 2}$ – изотермический КПД двухфазного жидкостно-газового эжектора; G_2 – массовый расход эжектируемого газа; R_2 – газовая постоянная; T_{c0} – температура газа; P_{c0} – абсолютное давление, создаваемое эжектором; $P_{c0н}$ – атмосферное давление; H – напор жидкости на входе в смесительный элемент; $\rho_{ж}$ – плотность жидкости; $G_{ж}$ – расход жидкости; g – ускорение свободного падения.

Зависимости энергетических характеристик модельного эжектора, промышленного эжектора и полноразмерного эжектора, спроектированного по разработанным методикам с применением пакетов прикладных программ гидрогазодинамики, приведены на рис. 8.

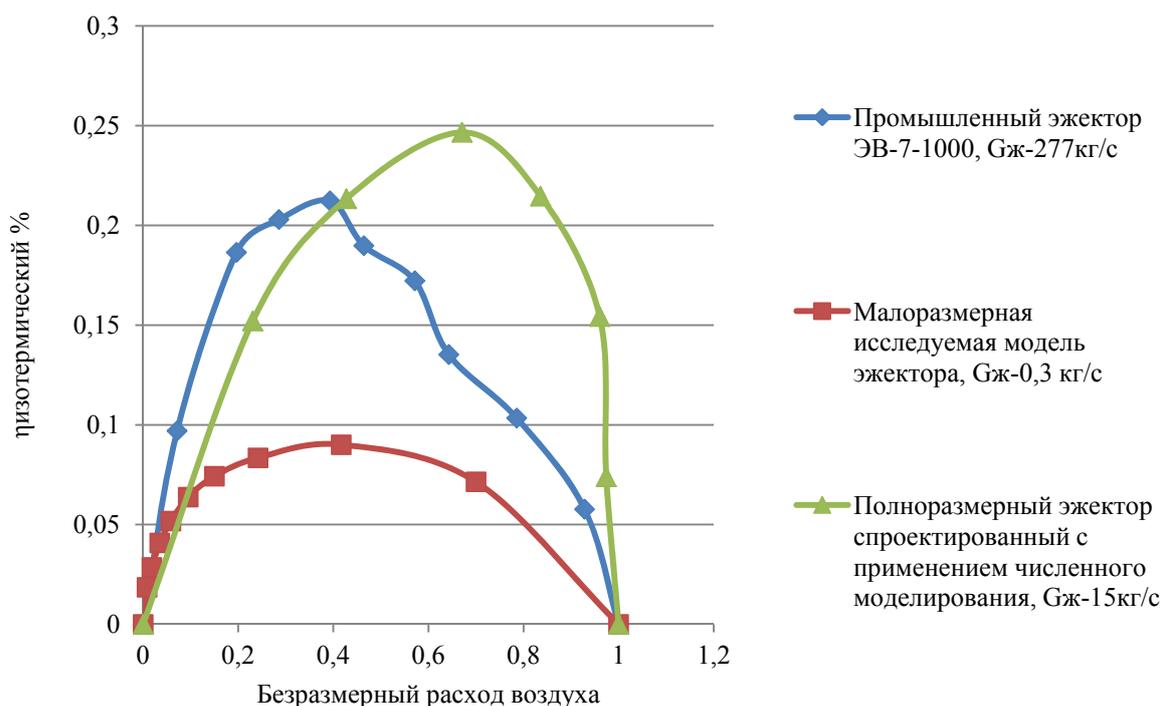


Рис. 8. Зависимость абсолютного давления от расхода жидкости в эжекторе

Заключение

Проведённое исследование разработанного жидкостно-газового эжектора с двухфазным рабочим телом выявило следующее:

- двухфазный поток на выходе из эжектора представляет собой сложную ускоряющуюся неоднородную структуру;
- наличие оптимального геометрического взаиморасположения элементов эжектора с максимальными удельными параметрами;
- возможность математического моделирования процессов в двухфазном жидкостно-газовом эжекторе с приемлемой точностью на базе гомогенной модели расчёта;
- возможность повышения эксплуатационных характеристик двухфазных эжекторов (снижение затрачиваемой энергетике, улучшение массогабаритных характеристик).
- предложенная конструктивная схема (по сравнению с известными [4]) позволяет достигать более низкого абсолютного давления в откачиваемом объёме при меньшем расходе жидкости, протекающей через эжектор.

Данные преимущества позволяют снизить расходы и повысить производительность устройств для создания вакуума при проведении высотных испытаний в авиационной и ракетно-космической отрасли.

Библиографический список

1. <http://www.ansys.com/>
2. Raffel M., Willert C.E., Wereley S., Kompenhans J. Particle Image Velocimetry. Berlin: Springer, 2007. 448 p.
3. Лепешинский И.А., Решетников В.А., Заранкевич И.А., Истомин Е.А., Антоновский И.В., Гузенко А.А. Экспериментальное исследование газодинамического смесителя закрытого типа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника,

технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 70-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-70-80

4. Цегельский В.Г. Двухфазные струйные аппараты. М.: Московский государственный технический университет, 2003. 408 с.

NUMERICAL MODELING AND EXPERIMENTAL RESEARCH OF A TWO-PHASE LIQUID- GAS EJECTOR WITH A PROFILED SUPERSONIC NOZZLE

© 2017

- I. A. Lepeshinsky** Doctor of Science (Engineering), Professor;
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation;
igorlepeh@yandex.ru
- V. A. Reshetnikov** Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor;
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation;
vresh031152@mail.ru
- I. A. Zarankevich** Postgraduate student;
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation;
zarankevich@yandex.ru

A two-phase liquid-gas ejector with a supersonic nozzle is described in the article. The results of numerical modeling of the processes occurring in it and forming a two-phase jet are presented. The structure of a two-phase flow formed by the ejector and the velocity field of the dispersed phase are experimentally investigated. The characteristic curves of the ejected gas flow for different values of the working fluid consumption are obtained and the rarefaction achieved by the ejector is measured. The ejector ensures the system's operation that forms two-phase high-concentration gas-droplet jets at different flow rates and pressures of working bodies. It is established that, due to the presence of air in a two-phase working body, a two-phase jet at the exit from the ejector accelerates in the initial section and then is decelerated. The results of the numerical modeling of internal processes occurring in a two-phase liquid-gas ejector are presented in fluid and gas dynamics ANSYS software application packages on the basis of analyzing a small-scale model. The characteristics of the energy efficiency of a full-size jet device are given, as compared to production prototypes. The prospects of using liquid-gas jet devices for high-altitude testing of jet engines and their units are indicated.

Two-phase ejector with supersonic nozzle; two-phase flow; dispersed phase; velocity field ; ANSYS ; SFX; PIV-method.

Citation: Lepeshinsky I.A., Reshetnikov V.A., Zarankevich I.A. Numerical modeling and experimental research of a two-phase liquid- gas ejector with a profiled supersonic nozzle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 164-171. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-164-171

References

1. <http://www.ansys.com/>
2. Raffel M., Willert C.E., Wereley S., Kompenhans J. Particle Image Velocimetry. Berlin: Springer, 2007. 448 p.
3. Lepeshinsky I.A., Reshetnikov V.A., Zarankevich I.A., Istomin E.A., Antonovsky I.V., Guzenko A.A. Experimental research of the closed-type gas-dynamic mixer. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 3. P. 70-80. (In Russ.) DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-70-80
4. Tsegel'skiy V.G. *Dvukhfaznye struynye apparaty* [Two-phase jet devices]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2003. 408 p.

МЕТОД И АЛГОРИТМ ДЕКОМПОЗИЦИИ В ЗАДАЧАХ СИНТЕЗА ПРОГРАММ КОНТРОЛЯ СЛОЖНЫХ ОБЪЕКТОВ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

© 2017

Ю. В. Мясникова

аспирант кафедры эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
mjv.s@mail.ru

Рассмотрена задача снижения размерности при построении программ автоматического контроля для сложных объектов электротехнического оборудования в рамках программирования задач диагностики. Для решения задачи предложен метод и алгоритм эффективного описания объектов электротехнического оборудования (ЭТО) для его декомпозиции (разбиения), т.е. сведения задач большой размерности к решению ряда более простых задач. Для снижения размерности объекта выбран адекватный язык описания задачи, построенный на базе теории графов. Для представления результатов использованы понятия теории образов У. Гренандера. При решении задач синтеза (проектирования) и анализа использована единая методология представления образов на базе использования моделей их компонентов (образующих), цепей из них (конфигураций) и изображений объектов производства как множества из них. Метод разбиения основан на исследовании модели объекта контроля на достижимость и связность и выделении на их базе сильных компонентов в матрицах электрических соединений элементов. Схема разбивается на отдельные функциональные модули. Каждый модуль включает в себя функционально законченную часть схемы, которая лежит в основе проектирования тестов для дискретных схем автоматических объектов.

Объекты электротехнического оборудования; размерность; декомпозиция; теория образов; теория графов; синтез и анализ; разбиение.

Цитирование: Мясникова Ю.В. Метод и алгоритм декомпозиции в задачах синтеза программ контроля сложных объектов электротехнического оборудования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 172-182. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-172-182

Введение

Оценка технического состояния сложных объектов представляет собой специфический процесс управления ими, выполняемый по определённой программе, и составляет техническую диагностику объектов контроля и диагностики (ОКД). Реализация программ осуществляется с помощью автоматизированных систем контроля и диагностики (АСКД), представляющих сложные системы логического управления детерминацией решений и действий. Необходимость организации физических процессов, протекающих в ОКД, и сложный характер взаимодействия объекта с АСКД обуславливают трудности анализа объекта, синтеза диагностических программ распознавания состояний (образов), алгоритмизации и программирования задач управления. Большое число работ посвящено отдельным вопросам теории и практики контроля и испытаний ЭТО. К ним следует отнести работы П.П. Пархоменко, А.Г. Евланова, А.Н. Коптева, В.А. Прилепского, Н.А. Соловьёва, В.П. Чипулиса, Г. Чжена, Е. Меннига, Г. Метца и др.

Попытка создания эффективных программ для контроля, диагностики и испытаний больших и сложных многотактных (последовательностных) и комбинаторных схем обнаруживает общность основных подходов и методов, базирующихся на автоматных языках, лежащих в основе теории конечных автоматов, распознавании образов (состояний).

Постановка задачи

Цель работы состоит в рассмотрении метода декомпозиции сложного объекта для распознавания его состояния и построения программ контроля и диагностики сложных объектов электротехнического оборудования.

По существу, всегда задано множество объектов контроля (принципиальные схемы, схемы электрических соединений в формате Э1, Э2, Э3 и т.д.). Начальное состояние для каждого объекта этого множества является фиксированным, а изменения в них можно представить некоторым подмножеством упорядоченных пар отношений вход-выход, которое определяет функцию (образ) направленных действий с ними. Необходимо построить представление системы в пространстве состояний, направленные действия в котором задаются двумя другими множествами, называемыми «управлениями» и «возмущениями» в теории управления и «воздействиями» и «реакцией» – в теории мысленных экспериментов Мура [1].

В данной работе образ можно определить как множество состояний, описывающих в общем состоянии объекта. Основная проблема определения состояний состоит в эффективном описании, при котором результирующее утверждение о состоянии не является недопустимо длинным, а его проверку на истинность или ложность можно осуществить без большого объёма операций. Это ограничивает класс легко описываемых образов (состояний). Все объекты автоматики электротехнического оборудования относятся к одному классу.

Основная задача контроля и диагностики объектов ЭТО в данной работе сводится к следующей: «Дан класс образов. Создать описательный язык, который допускает краткое и удобное описание образов этого класса, чтобы сделать их обработку более эффективной для решения задач распознавания состояний».

Для решения задач системного синтеза (проектирования) и анализа предложен метод представления объектов на базе четырёх принципов У. Гренандера, объединяющих компоненты (образующие) в образе этого объекта, цепи (конфигурации), изображения множества последних и их соединения в образ (модель) объекта контроля (ОК). Для преобразования объекта в образ в рамках формальных представлений [2] введём множество образующих (непроизводных объектов), которые обозначим через A , а каждую из них – символом α . Таким образом, совокупность ОК, построенных на множестве всех образующих A , состоит из непересекающихся классов образующих A^α , $A^\alpha \subset A$, где α – общий индекс, индекс класса образующих и

$$A = \bigcup A^\alpha, \quad A^\alpha \text{ – непересекающиеся классы.} \quad (1)$$

Таким образом, классы-множества объектов состоят из образующих, относящихся в математической логике к классам первой степени, а в теории распознавания образов – к классам непроизводных объектов. В частности, к этим классам относится весь перечень (элементная база) объектов электротехнического оборудования воздушных судов всех типов. Из них построены схемы всех уровней, включающие электрические цепи – конфигурации, подобразы образов, объединение которых позволяет получить модель объекта в определённом состоянии, а множество последних описывает образ объекта. Следует отметить, что в перечисленных множествах можно выделить не только элементы, но и подмножества из них (части, модули, конфигурации, изображения).

Одной из центральных проблем построения образа ОКД ЭТО является их размерность, которая и ставит задачу декомпозиции. Для решения задачи декомпозиции прежде всего требуется разработка метода разбиения заданной принципиальной схемы электросборки на схемы, которые легко могут быть переведены в удобную форму для построения на их основе простых подобразов, поведение которых может быть описано на языке конечных автоматов.

Для построения образа (состояния) объекта в целом используется теория образов У. Гренандера, которая положена в основу представления заданного множества объектов ЭТО (принципиальных схем) для их анализа. Для анализа объекта ЭТО задаётся группа преобразований, которая этими преобразованиями разбивает объект на классы эквивалентности (подобразы).

Метод декомпозиции

Непроизводные элементы служат основными элементами образов, в рассматриваемом случае электросборок, и должны обеспечивать адекватное и сжатое описание исходных данных в терминах заданных структурных отношений (числа соединений). В то же время для обеспечения адекватного описания образов необходимо, чтобы образующие содержали информацию, важную для конкретного приложения. Например, любую образующую можно описать булевым выражением, содержащим значения утверждений, включающих предикаты типа:

$$P(k) = p,$$

где P – некоторое входное свойство; k – предикат вида $k \in K$; p – значение некоторого свойства, отличного от входного. Для решения задачи разбиения объектов ЭТО структурная информация в непроизводных элементах не важна, что делает их простыми и компактными подобразами образов этих объектов. На этом этапе будут использованы возможности языка и методы прикладной теории графов – алгоритмический подход [3].

Объект ЭТО в простом представлении может быть описан множеством монтажных точек, а их соединения в соответствии с электрической схемой объекта определяются его принципиальной схемой.

Определение базовых компонентов и геометризация проблем теории представлений дают возможность замены реальных компонентов их геометрическими эквивалентами: простой компонент – одномерным пространством, ограниченным точками, с помощью которых они включаются в сеть. Электрическая сеть объекта или системы – сложное пространство-структура, которое может быть представлено через компанд-тензор, т.е. тензор, представляющий объект или систему, состоящие из тензоров, описывающих относительно законченные образования – геометрические объекты (модуль, блок и т.п.). Компанд-тензор лежит в основе концепции компанд-сети [4; 5].

Формализм синтеза образов – описания и анализа регулярных структур, таких как «образующая», «конфигурация», «изображение» в наиболее общем виде может быть представлен следующим образом.

Для получения дискриминантного описания регулярных конфигураций ОК используется правило их порождения. Правило композиции образующих будем задавать с помощью грамматики, допускающей комбинацию элементарных предикатов, и при этом результирующие описания не являются недопустимо длинными.

Так как объекты ЭТО сложны и число возможных описаний велико, то для определения и распознавания их образа необходимо описание сложного объекта в виде более простых подобразов. Это замечание остаётся в силе и для описания конфигураций некоторой абстрактной структурой. В рассматриваемом случае, как правило, это граф отношений в структуре ОК.

Таким образом, этот этап синтеза связан с языком графов, который позволяет изобразить некоторую ситуацию в виде рисунка. Он состоит из точек (вершин) a_1, a_2, \dots, a_n , представляющих множество A всех образующих, и дуг (рёбер) l_1, l_2, \dots, l_m , соединяющих часть этих точек (L). Таким образом, граф, представляющий конфигурацию

подобного типа (частичное описание объекта), полностью задаётся структурой упорядоченных соединений σ в рамках пары (A, L) .

Распознавание может быть проведено лишь с использованием описания каждого подобраза, включающего реальные образующие и конфигурации из них. Модель каждого подобраза получается на базе его детального описания на языке теории графов.

Структура полученных конфигураций представляет собой обозримое множество соединений σ , вводимых между образующими, оцениваемых в рамках чётких правил R , определяющих регулярность конфигураций. Множества этих конфигураций, необходимых для решения поставленной задачи, получаются с помощью правил R для каждой конфигурации $b_n(R)$, где n – число образующих. Для множества всех допустимых соединений σ между ними вводится понятие типа соединений Σ .

Приведённые выше положения позволяют формально определить важные для описания конфигураций понятия. В частности, для задания состава (c) конфигурации будет использована дельта Кронекера, а для соединений $\sigma(c) \in \Sigma = \emptyset$, т. е. $\{a_1, a_2, \dots, a_n\}$ – множество образующих, представляющих связи между образующими – носителями информации, реализуемых дугами. В рамках графового представления такой тип соединения образует частичный порядок, который задаётся направлением дуг. Как правило, конфигурации c , имеющих структуру $\sigma \in \Sigma$, будут регулярными.

Для получения полной информации о структуре системы введём на множестве регулярных конфигураций отношение эквивалентности \vee . Например, конфигурации c_1 и c_2 при наличии эквивалентности $c_1 \vee c_2$ $b_n(R)$ воспринимаются оператором как идентичные.

Классы эквивалентности, индуцированные на множестве регулярных конфигураций $b_n(R)$, будем называть правилом идентификации ν . Они представляют собой изображения I , являющиеся функциями, которые выражают значение формул. Одной функции (изображение, полное представление о состоянии системы), как правило, соответствуют несколько формул. Это требует введения соединителей σ , объединяющих существующие регулярные конфигурации в новые регулярные конфигурации, которые в рамках формализма теории образов описывают возникновение наблюдаемых объектов или их состояний, т.е. позволяют получить полную информацию о них.

Пространство конфигураций, в сочетании с правилом идентификации и множеством соединителей, образуют некоторую алгебраическую систему или алгебру изображений F .

Таким образом, для оценки состояния ЭТО известно пространство конфигураций

$$b_n(R) = \langle A, S, R \rangle,$$

регулярность каждой из которых представлена отношением связи ρ , а общая регулярность определяется правилом

$$R = \langle \rho, \Sigma \rangle.$$

Всё это определяет абстрактную алгебру изображений

$$F = b(R) / \nu$$

с всевозможными способами соединения на F , которые могут быть реализованы при помощи координат связей сначала образующих в конфигурации, а затем конфигураций в изображения. При этом выбор системы координат не должен влиять на суть дела, например, на определение состояния ОК в целом. Биективные отображения, в частно-

сти $A \rightarrow A$, обеспечивают инвариантность связей и индекса класса образующих. Они образуют в общем случае группу преобразований. Это сложные математические преобразования, которые необходимо связать с физическими изменениями как самих образующих, так и конфигураций из них.

Изображения F , т.е. оценка состояния ЭТО в целом, состоит из всех функций – графов отношений изображений. Для представления глобальной оценки состояния ЭТО расширяем изображение путём организации множества инженерных задач (множества конфигураций) оценки параметров всего комплекса, представляющих целевые модели объекта, отображающие в явной форме систему «объект – среда – локальная оценка».

Одной из центральных задач оценки технического состояния является задача распознавания состояния объектов технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Распознавание состояния существенно связано с формированием образа состояния, который определяется средой порождения и обработки информации. В рамках развития формализма ТОиР, т.е. развития формальных методов оценки состояния объекта ТОиР, в работе будут использованы оба термина – образ и состояние. В связи с этим формализуем проблему распознавания и формирования образов состояния. Функционирующая система в рамках теоретико-множественного подхода включает некоторую среду, представляющую упорядоченную пару (U, P) , где U – абстрактное множество (специалисты, средства измерения, системы встроенного контроля, аппаратные средства контроля и диагностики и собственно ОК), а P – семейство нетривиальных разбиений на U . Множество U определяет область анализа (рассуждений).

Каждый элемент из P обладает свойством. Тогда, если P – свойство, то каждый элемент $p \in P$, где p является подмножеством из U , является значением. Эта терминология позволяет определить образ ОКД, исходя, например, из подмножества получаемых с помощью аппаратных средств контроля и диагностики значений свойств его элементов. Можно рекурсивно определить образ элементов ОКД как значение свойства, подмножество которых является образующими, лежащими в основе построения конфигурации текущего состояния элементов ОК – A_i^α . Состояние (образ) всего ОК может быть определено в рамках рекурсивного определения $A_1^\alpha \cup A_2^\alpha \cup \dots \cup A_n^\alpha$. Объединение значений свойств отдельных подмножеств есть множество всех непересекающихся классов образующих. При этом

$$A_{i1}^\alpha \cup A_{i2}^\alpha = \{x, x \in A_{i1}^\alpha, \text{ или } x \in A_{i2}^\alpha\}.$$

Для получения заключения о текущем состоянии объекта ЭТО в область рассуждений введём образ (понятие), определяемый $A \cap B$. А соответствует (1), а её первичными элементами являются значения отдельного свойства, представленные в рамках актуализации измерений отдельных параметров. В соответствии (1) с заменой символа A на B . Первичными элементами этого образа являются значения свойств, актуализированных в рамках заданных эталонных значений параметров. В ходе реализации оценки технического состояния объекта ЭТО множества A и B являются подмножествами множества U . Для случая оценки состояния ОК используется, как правило, окружающая среда – среда, в которую помещён объект, актуализированное абстрактное конечное множество, включающее P – конечные семейства и каждый элемент из P – конечное разбиение.

Образы конечного разбиения P обладают внутренней структурой и допускают разбиения на более мелкие составляющие, существенно влияющие на эффективность описания, и устанавливают границы различимости элементов области рассуждений.

Это разбиение порождает подсемейство P^1 из P , являющееся на некотором уровне формального описания изображениями или образующими в P . Подсемейство P^1 из P является семейством эффективной структуры. Так как эффективность описания важна для реализации процесса контроля и диагностики объектов ЭТО, рассмотрим фундаментальную роль эффективной структуры в определении состояния.

Введём определение среды с учётом подсемейства P^1 . Среда, дополненную эффективной структурой P^1 , лежащую в основе процесса контроля и диагностики в целом, с формальных позиций назовём теоретико-множественными представлениями реальной среды, описываемыми тройкой $\langle U, P, P^1 \rangle$. Элемент подсемейства P^1 обладает определёнными свойствами, в частности и входными. Эти свойства определяются признаками и связями.

Значение признака элемента ОКД определяется в зависимости от того, с какими показателями подобного элемента сравнивается этот объект. При контроле в качестве значений используются 0 или 1, а при диагностике признак характеризуется более специфической информацией. Связи, как типы свойств, в рассматриваемом случае представляют собой число входов и выходов этого элемента. Показатель связи существенно изменяется в зависимости от того, на какую прикладную область он ориентирован.

Реализация такого подхода для контроля и диагностики объектов ЭТО возможна лишь на базе логики первого порядка в рамках дискриминантного подхода к описанию образующих и синтеза образов их состояния в качестве структурного подхода к представлению сложных объектов, состоящих из этих образующих.

Первый логический шаг такой организации заключается во введении модели двойственной сети, замещающей отдельные изображения (функции, матрицы, множество параметров), несущие информацию о связанном состоянии того или иного объекта, которая представляет собой по существу множество графов, соответствующих заданному набору ветвей. Каждый граф представляет собой ветвь, в которой отдельные параметры заменяются функциями или n -матрицами различной размерности в рамках постулата первого обобщения, сформулированного Г. Кроном [6]. Целью такого подхода является сокращение в процессе анализа числа уравнений. Это существенно облегчает математические преобразования и решение задач. Как правило, решение задач оценки объекта или его состояния лишь изредка связано с нахождением неизвестных параметров. Чаще целью является установление соотношений между известными параметрами, удовлетворяющих некоторому критерию эффективности или совершенства. Функция ценности или качества диагностируемого регулярного объекта обобщённо характеризует соответствие оцениваемого объекта по ряду особо выделяемых свойств (на первой стадии – внешних, а на второй – внутренних) регулярному объекту, а также параметрам функционирования систем сложных объектов путём сравнения полученных оценок объектов с их регулярными (заданными) оценками.

Таким образом, совокупность конфигураций, каждая из которых является в простейшем случае конкатенацией – путём, составленным из набора образующих (ветвей) в сетевом представлении, а в более сложном – ориентированным графом или конечным множеством путей, выделенных в нём, составляет векторное пространство сети.

В соответствии с введёнными понятиями локальной и глобальной цели и их связи с конфигурацией, определяющей локальную оценку объекта или его состояния и их совокупности, связанной с глобальной оценкой изображений, требуется формирование некоторого пространства конфигураций, т.е. множества путей в сети, а затем его сравнение с регулярными.

Как отмечено выше, из множества свойств, присущих объектам ЭТО, для их характеристики соответствия или различия требованиям существенными являются пра-

вила идентификации для отдельных систем – конфигураций, описываемых их составом и структурой, например, для самолёта в целом – сетью из конфигураций. Вводя это правило \vee , формализуем оценку соответствия или несоответствия, записывая для базовой (заданной) конфигурации c и полученной в результате контроля c'

$$c \vee c'.$$

Тогда при выполнении требований правила идентификации получаем изображение I на базе отношения эквивалентности \vee и наблюдения других условий, которые дают оценку состояния для конфигурации $I(c)$ и для сети из них $I(F)$.

Для поиска несоответствия базису либо конфигурации $I(c)$, либо сети $I(F)$ введём три понятия: «преобразование», «группа», «инвариантность», которые образуют теорию анализа изображений для решения задачи распознавания состояния отдельных объектов или систем. При этом, главным образом, будут интересоваться гомоморфизмы, т.е. такое отношение между базовыми и полученными изображениями систем A и A' , которое можно записать следующим образом:

$$A(a_1, a_2, \dots, a_n) = A'(a'_1, a'_2, \dots, a'_n).$$

В рамках рассматриваемого подхода будем отмечать, что полученное изображение – совокупность параметров текущего состояния ОК – представляет гомоморфный образ, т.е. модель первой совокупности требуемых параметров.

Таким образом, контроль и диагностика укладываются в формализм образов, так как они комбинируются посредством исчисления высказываний или предикатов первого порядка, исходя из множества A относительно простых признаков, определяющих сходство или различие объектов обслуживания, или, с общих позиций, объектов познания. Признаки сходства или различия являются при техническом обслуживании двоичными переменными, принимающими два возможных истинных значения «норма» и «не норма». С этих позиций эти признаки служат образующими состояния, например, систем ЭТО, а конфигурации и изображения являются формулами или функциями, построенными как отображения в булеву алгебру A на базе правил объединения пересечения и взятия дополнения A .

В качестве фундаментального уравнения используется зависимость между сильными компонентами графа $G = (A^0, \Gamma)$ объекта или систем ЭТО, представляемыми порождёнными подграфами

$$G' = \{A^0 - R(a_k^0) \cap Q(a_k^0)\},$$

где A^0 – множество точек; Γ – отображение множества A^0 в A^0 ; $R(a_k^0)$ – достижимые множества точек A^0 ; $Q(a_k^0)$ – контрдостижимое множество; и конечными ориентированными простыми цепями $c_v = \sum_{v=1}^{\gamma} m_v a_v^0$, которые совместно представляют систему координат:

$$\bigcup \{A^0 - R(a_k^0) \cap Q(a_k^0)\} = \sum_n \left\{ \sum_{v=1}^{\gamma} m_v a_v^0 \right\}.$$

Предложенная зависимость, рассмотренная в разных пространствах-структурах, введённых для представления структур объектов и систем электротехнического оборудования, формирует систему уравнений

$$\bigcup \{A^{0(q)} - R(a_k^{0(q)}) \cap Q(a_k^{0(q)})\} = \sum_n \left\{ \sum_{v=1}^{\gamma} m_v a_v^{1(1)} \right\},$$

где q – индекс данного подпространства-структуры.

Для анализа свойств связности компонентов объектов или систем решаются уравнения, описывающие континуум составляющих объекта или системы. При решении этой задачи получаем информацию о достижимости $R = [r_{ij}]$ и контрдостижимости $Q = [q_{ij}]$ вершин графа объекта или системы. Для определения функционального модуля необходимо найти $R(x_i) \cap Q(x_i)$. Каждый функциональный модуль будет определяться соотношением

$$G'(A_i) = \{A^0 - R(A_i) \cap Q(A_i)\},$$

а процедура выделения функциональных модулей G' будет повторена до тех пор, пока объект и его граф G не будут преобразованы в новый граф, вершинами которого будут функциональные модули, а дуги между ними будут определять жгут проводов, их соединяющий.

Алгоритм декомпозиции

Выше предложена процедура выделения модуля в объекте ЭТО на базе алгоритма нахождения сильных компонентов [3]. С помощью этой процедуры будет получено множество модулей. Модули представляют малоразмерные объекты, позволяющие использовать теорию конечных автоматов для синтеза тестовой информации.

Логическую схему алгоритма структурного анализа ОК можно представить графом (рис.1).

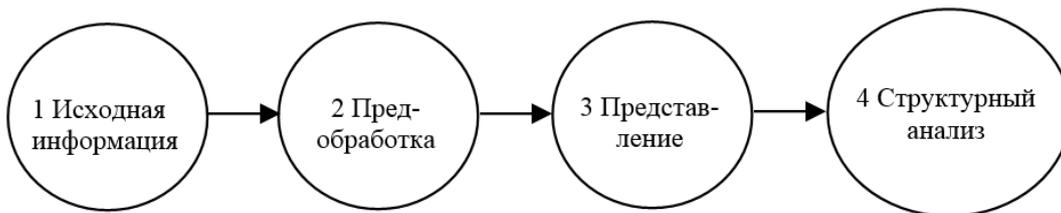


Рис. 1. Граф логической схемы алгоритма

Логическая схема алгоритма синтеза программы контроля с учётом процесса декомпозиции ОК представлена на рис. 2.

Процесс формирования входных воздействий и реакций на них полностью определяется полученной классификацией объектов и автоматным языком, в основе которого лежит теория конечных автоматов [5].

Представление объекта и решение задачи декомпозиции с помощью вышеприведённого метода возможно для любого объекта ЭТО по заданной принципиальной схеме.

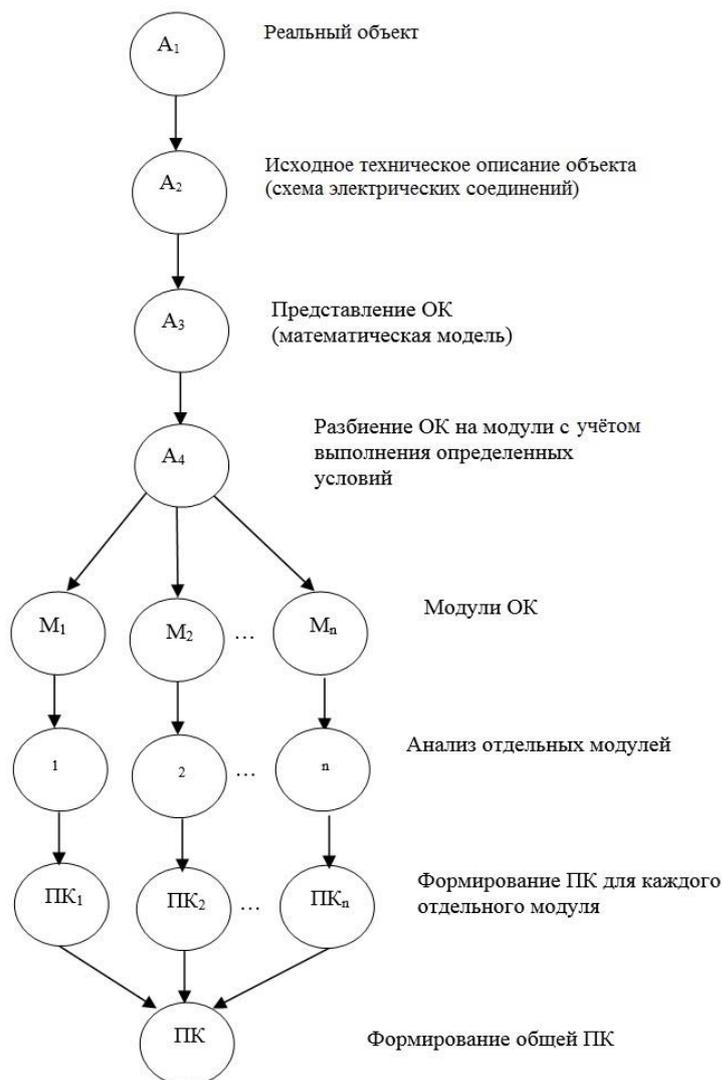


Рис. 2. Схема алгоритма синтеза программы контроля (ПК)

Таким образом, данный метод для разбиения сложных объектов ЭТО даёт сегментацию объекта на функциональные модули. В последующем, для построения оптимальной ПК отдельные цепи каждого функционального модуля заменяются отдельными тензорами преобразования [5; 7]. Монтажным тензором будет являться тензор преобразования, описывающий токи в сети составного компонента ЭТО.

Модуль выполняет определённую функцию, т.е. имеет вполне конкретный набор связей между компонентами. Функциональный модуль находится в одном из своих состояний, входящих в область возможных состояний этого модуля. Функция модуля в объекте может выражаться в некотором закономерном изменении его состояния при изменении, например, на его входах, полученных в результате приведённого ранее анализа электрических цепей, приложенных напряжений или воздействующих токов. При этом проблема контроля может быть сформулирована как проблема определения свойств объектов и сравнений этих свойств с заданной областью требуемых функциональных состояний. Каждый модуль включает в себя функционально законченную часть схем, которая и определяет основные требования к системе контроля, что значительно упрощает процесс построения ПК. Дальнейшая работа с модулями предусматривает разбиение на функциональные цепи и синтез тестовой информации.

Заключение

Предложенный в работе метод декомпозиции позволяет снизить требования к квалификации специалистов по проектированию программ контроля, уменьшить затраты времени на разработку тестов программы и унифицировать процедуру проектирования.

Библиографический список

1. Чжен Г., Мэннинг Е., Метц Г. Диагностика отказов цифровых вычислительных систем. М.: Мир, 1972. 232 с.
2. Гренандер У. Лекции по теории образов. Синтез образов. Т. 1. М.: Мир, 1979. 384 с.
3. Кристофидис Н. Теория графов. Алгоритмический подход. М.: Мир, 1978. 432 с.
4. Коптев А.Н., Миненков А.А., Марьин Б.Н., Иванов Ю.Л. Монтаж, контроль и испытания электротехнического оборудования ЛА. М.: Машиностроение, 1998. 295 с.
5. Хопкрофт Д.Э., Мотвани Р., Ульман Д.Д. Введение в теорию автоматов, языков и вычислений. М.: Издательский дом «Вильямс», 2008. 528 с.
6. Крон Г. Тензорный анализ сетей. М.: Советское радио, 1978. 720 с.
7. Коптев А.Н., Кириллов А.В., Тихонов А.Н. Синтез систем диагностического управления техническим состоянием бортовых комплексов оборудования летательных аппаратов: учеб. пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2012. 293 с.

METHOD AND ALGORITHM OF DECOMPOSITION FOR THE SYNTHESIS OF PROGRAMS OF CONTROL OF ELECTRICAL EQUIPMENT COMPLEX OBJECTS

© 2017

Ju. V. Myasnikova

Postgraduate student of the Aircraft Maintenance Department;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
mjv.s@mail.ru

The article considers dimension problems of electrical equipment complex objects in developing test programs in the context of programming diagnostic tasks. To solve the problem, we propose a method and an algorithm for the effective description of electrical equipment objects for its decomposition, i.e. reducing large-dimensional problems to the solution of a number of simpler problems. An adequate task description language based on the theory of graphs was chosen for solving dimension problems. To represent the results, we use the concepts of U. Grenander's patterns theory. To solve the problems of synthesis (design) and analysis we use a single methodology of pattern representation using models of their components, circuits (configurations) made up of them and images of production objects. The decomposition method is based on the analysis of the controlled object in the context of the graph theory and the separation of strong components in the matrices of the electrical connections of the elements. The scheme is divided into separate functional modules, each module including a functionally complete part of the scheme that forms the basis of designing tests for discrete circuits of objects.

Objects of electrical equipment; dimension; decomposition; pattern theory; graph theory; synthesis and analysis; fragmentation.

Citation: Myasnikova Ju.V. Method and algorithm of decomposition for the synthesis of programs of control of electrical equipment complex objects. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 172-182. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-172-182

References

1. Chang H.J., Manning E., Metze G. Fault diagnosis of digital systems. New York: Wiley-Interscience, 1970. 159 p.
2. Grenander U. Pattern synthesis. Lecture in Pattern Theory. V. 1. New-York: Springer-Verlag, 1976. 517 p.
3. Christofides N. Graph Theory: An Algorithmic Approach. New-York: Academic Press, 1975. 415 p.
4. Koptev A.N., Minenkov A.A., Mar'in B.N., Ivanov Yu.L. *Montazh, kontrol' i ispytaniya elektrotekhnicheskogo oborudovaniya LA* [Assembly, monitoring and testing of aircraft electrical equipment]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1998. 295 p.
5. Hopcroft J.E., Motwani R., Ullman J.D. Introduction to Automata Theory, Languages, and Computation. Addison-Wesley, 2001. 537 p.
6. Kron G. Tensor analysis of networks. J. Wiley and Sons, 1949. 635 p.
7. Koptev A.N., Kirillov A.V., Tikhonov A.N. *Sintez system diagnosticheskogo upravleniya tekhnicheskim sostoyaniem bortovykh kompleksov oborudovaniya letatel'nykh apparatov: uch. posobie* [Synthesis of systems of diagnostic control of the technical condition of aircraft onboard equipment]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. 293 p.