

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС НЕКООПЕРИРУЕМОГО ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА НА ОСНОВЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ БОРТОВЫХ СРЕДСТВ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА НА КОМПЛАНАРНОЙ ОРБИТЕ	
<i>В. М. Ананенко, А. Д. Голяков, П. В. Калабин</i>	7
ВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ	
<i>В. Л. Балакин, М. М. Крикунов</i>	16
ВЫБОР ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НАНОСПУТНИКА	
<i>И. В. Белоконов, А. В. Ивлиев, А. М. Богатырев, А. А. Кумарин, И. А. Ломака, С. П. Симаков</i>	29
ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЦИОНАЛЬНОЙ СХЕМЫ ОБРАБОТКИ ОТВЕТСТВЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В МАГНИТОРЕОЛОГИЧЕСКИХ СРЕДАХ МЕТОДОМ ЭКСПЕРТНОЙ ОЦЕНКИ	
<i>А. Г. Бойцов, С. В. Курилович, В. В. Курицына, М. В. Силуянова</i>	38
ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ ДЕТОНАЦИИ В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ	
<i>А. В. Григорьев, О. А. Рудаков, А. В. Соловьева</i>	48
К ВЫБОРУ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ДОЗВУКОВОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ	
<i>М. А. Ковалев, А. Н. Никитин</i>	59
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЁТА МАССЫ ТЕПЛООБМЕННИКА В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	
<i>В. С. Кузьмичёв, Х. Х. О. Омар, А. Ю. Ткаченко, А. А. Бобрин</i>	67
ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	
<i>Л. А. Магеррамова, Ю. А. Ножницкий, С. А. Волков, М. Е. Волков, В. Ж. Чепурнов, С. В. Белов, И. С. Вербанов, С. В. Заикин</i>	81

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕМЕНТАРНОЙ ЯЧЕЙКИ X-ОБРАЗНОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ <i>С. М. Мусави Сафави</i>	99
РЕСУРС ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ КОРРОЗИОННЫХ СРЕД <i>М. В. Пивоварова, И. Л. Гладкий</i>	109
ОБОСНОВАНИЕ АРХИТЕКТУРЫ ИНТЕРАКТИВНОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ПОДГОТОВКИ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ К ПУСКУ <i>А. Е. Привалов, П. Ю. Бугайченко</i>	118
РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ФАКТОРОВ НА ПАРАМЕТРЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ <i>В. В. Рыжков, И. И. Морозов</i>	131
ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ВЕРИФИКАЦИИ РАСЧЁТНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ <i>О. В. Самсонова, К. В. Фетисов, И. В. Карпман, И. В. Бурцева</i>	143
МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ ОРБИТАЛЬНОГО СЕГМЕНТА СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА <i>И. А. Фадин, С. В. Янов, О. А. Самохвалов</i>	155

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЯЗКОУПРУГИХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПО ЗНАЧЕНИЯМ ДЕФОРМАЦИИ ПОЛЗУЧЕСТИ <i>Е. Ю. Иванов, В. А. Кирпичёв</i>	166
--	-----

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

ANALYTICAL DETERMINATION OF MOTION PARAMETERS OF THE CENTER OF MASS OF AN UNCOOPERATIVE ORBITER ON THE BASIS OF MEASUREMENT INFORMATION PROVIDED BY ON-BOARD SYSTEMS OF A SPACE ROBOT IN A COPLANAR ORBIT	
<i>V. M. Ananenko, A. D. Golyakov, P. V. Kalabin</i>	7
DISTURBED MOTION OF THE HYPERSONIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM IN CLIMB	
<i>V. L. Balakin, M. M. Krikunov</i>	16
SELECTION OF PROJECT STRUCTURE FOR NANOSATELLITE PROPULSION SYSTEM	
<i>I. V. Belokonov, A. V. Ivliev, A. M. Bogatyrev, A. A. Kumarin, I. A. Lomaka, S. P. Simakov</i>	29
DETERMINING A RATIONAL SCHEME OF MACHINING OF GAS TURBINE ENGINE ESSENTIAL PARTS IN MAGNETORHEOLOGICAL ENVIRONMENTS BY THE METHOD OF EXPERT ASSESSMENT	
<i>A. G. Boytsov, S. V. Kurilovich, V. V. Kuritsyna, M. V. Siluyanova</i>	38
GAS DYNAMIC CALCULATION OF DETONATION IN CONSTANT-CROSS-SECTION DUCTS	
<i>A. V. Grigoriev, O. A. Rudakov, A. V. Solovieva</i>	48
CHOOSING THE AERODYNAMIC CONFIGURATION OF A SUBSONIC CRUISE MISSILE	
<i>M. A. Kovalev, A. N. Nikitin</i>	59
MATHEMATICAL MODEL FOR CALCULATING THE MASS OF A HEAT EXCHANGER IN PROBLEMS OF OPTIMIZING THE PARAMETERS OF THE WORKING PROCESS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES	
<i>V. S. Kuz'michev, H. H. Omar, A. Yu. Tkachenko, A. A. Bobrik</i>	67
PROSPECTS OF APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGIES TO DEVELOP PARTS AND COMPONENTS OF GAS TURBINE ENGINES AND RAMJETS	
<i>L. A. Magerramova, Yu. A. Nozhnitsky, S. A. Volkov, M. E. Volkov, V. Zh. Chepurnov, S. V. Belov, I. S. Verbanov, S. V. Zaikin</i>	81

METHOD FOR DETERMINATION OF OPTIMAL GEOMETRICAL PARAMETERS OF A UNIT CELL OF X-SHAPED TRUSS CORES <i>S. M. Mousavi Safavi</i>	99
LIFE OF GAS TURBINE ENGINE COMPONENTS UNDER CORROSIVE EXPOSURE <i>M. V. Pivovarova, I. L. Gladkiy</i>	109
JUSTIFICATION OF THE ARCHITECTURE OF AN INTERACTIVE INFORMATION MODEL OF THE PROCESS OF SPACE-MISSION VEHICLE LAUNCH PREPARATION <i>A. E. Privalov, P. Yu. Bugaichenko</i>	118
CALCULATED ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF OPERATION AND DESIGN FACTORS ON THE PARAMETERS OF OXYGEN-HYDROGEN LOW-THRUST ROCKET ENGINES <i>V. V. Ryzhkov, I. I. Morozov</i>	131
DESIGN OF EXPERIMENTS FOR VERIFICATION OF COMPUTATIONAL LIFE PREDICTION METHODS <i>O. V. Samsonova, K. V. Fetisov, I. V. Karpman, I. V. Burtseva</i>	143
METHODS OF VALIDATION OF THE BALLISTIC STRUCTURE OF SPACE SURVEILLANCE SYSTEM ORBITAL SEGMENT <i>I. A. Fadin, S. V. Yanov, O. A. Samokhvalov</i>	155
MECHANICAL ENGINEERING	
DETERMINING THE RHEOLOGICAL PROPERTIES OF VISCOELASTIC MATERIALS BY THE VALUES OF CREEP STRAIN <i>E. Yu. Ivanov, V. A. Kirpichev</i>	166

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС НЕКООПЕРИРУЕМОГО ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА НА ОСНОВЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ БОРТОВЫХ СРЕДСТВ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА НА КОМПЛАНАРНОЙ ОРБИТЕ

© 2019

- В. М. Ананенко** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
avm-brok@mail.ru
- А. Д. Голяков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
algol1949@mail.ru
- П. В. Калабин** адъюнкт;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
kalabinpavel179@gmail.com

Представлено аналитическое решение задачи определения параметров движения центра масс орбитального объекта по результатам измерений, проводимых с помощью оптической системы космического робота, который находится на орбите, компланарной орбите орбитального объекта. В качестве исходных параметров, которые измеряются бортовой оптической системой космического робота, выбраны угловое положение линии визирования «космический робот – орбитальный объект» и угловая скорость этой линии в подвижной орбитальной системе координат космического робота, которые, наряду с известными параметрами орбиты космического робота, используются для решения задачи определения параметров движения центра масс орбитального объекта. При решении данной задачи введены допущения о центральном гравитационном поле Земли, компланарности орбит космического робота и орбитального объекта, отсутствии влияния атмосферы, притяжения Луны и давления солнечного ветра на движение космического робота и орбитального объекта, отсутствии погрешностей результатов измерений бортовой оптической системы космического робота. Получены аналитические выражения для определения неизвестных параметров движения центра масс орбитального объекта. Представленные результаты могут быть использованы для разработки методов, позволяющих автономно определять параметры орбиты неизвестных орбитальных объектов с использованием бортовых оптических средств космического робота.

Космический робот; бортовая система; орбитальный объект; параметры движения центра масс; бортовые измерения; аналитический метод решения навигационной задачи.

Цитирование: Ананенко В.М., Голяков А.Д., Калабин П.В. Аналитическое определение параметров движения центра масс некооперируемого орбитального объекта на основе измерительной информации бортовых средств космического робота на компланарной орбите // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 7-15. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-7-15

Введение

Одним из перспективных направлений развития и дальнейшего совершенствования орбитальных космических средств является разработка и эксплуатация космических робототехнических систем. К основным робототехническим системам космического назначения относятся космические роботы, предназначенные для технического обслуживания, ремонта, дозаправки орбитальных космических аппаратов, а также устройства для работы снаружи и внутри космических кораблей и планетоходы [1; 2].

Для решения проблемы дозаправки, ремонта и текущего обслуживания орбитальных объектов (ОО) разработан ряд проектов по созданию космических роботов (КР).

К таким проектам, например, относятся космическая система «OrbitalExpress» и КР «Missionextensionvehicle» (MEV) компании SpaceLogisticsLLc.

Космическая система «OrbitalExpress», содержащая КР «ASTRO», используется для проведения на орбите ремонтно-восстановительных и заправочных операций [2]. Космический робот MEV предназначен для сближения, внешнего осмотра, коррекции орбиты и изменения ориентации таких ОО, которые исчерпали собственные запасы энергии, но сохраняют способность к выполнению своих целевых функций.

Для решения проблем облёта или сближения с ОО бортовыми средствами КР необходимо решить комплекс задач [3 - 6], в том числе задачу определения параметров движения центра масс ОО [7].

Оперативное решение этой задачи с использованием наземных радиолокационных и оптико-электронных средств [8] или спутниковых радионавигационных систем [9] не всегда представляется возможным. Поэтому одно из требований к функционированию КР состоит в том, что основные операции в процессе орбитального полёта он должен выполнять автономно, т.е. при отсутствии возможности непрерывной передачи и приёме команд наземного комплекса управления.

Альтернативным способом определения параметров движения центра масс ОО является способ автономной навигации, который основан на измерениях, проводимых бортовыми средствами КА, и которому посвящён ряд работ, например [10 – 12].

Однако в этих работах, кроме бортовых оптических средств, с помощью которых определяется направление на ОО, предлагается использовать средства для измерения расстояния до ОО. Применение дальномеров приводит, с одной стороны, к увеличению массово-габаритных характеристик бортового комплекса управления КР, представляющего собой малый космический аппарат, а с другой стороны – к росту энергопотребления КР и его стоимости. Кроме того, в случае отказа дальномеров возникает угроза потери способности КР определять параметры движения центра масс ОО и, как следствие, невыполнение роботом заданных функций.

Задача определения параметров движения центра масс ОО по угловым измерениям может быть решена с помощью метода, основанного на измерениях характеристик относительного движения космических аппаратов, которые представляют собой орбитальные ориентиры [12]. При этом решается «обратная» навигационная задача, в которой в качестве орбитального ориентира выступает КР, содержащий бортовую аппаратуру для измерения навигационных параметров, а в качестве космического аппарата с неизвестными параметрами движения центра масс – орбитальный объект, предназначенный для технического обслуживания или ремонта. Однако применение этого метода сопряжено с необходимостью накопления достаточно большого количества измерительной информации, что приводит к естественному росту продолжительности решения задачи определения параметров движения центра масс ОО с помощью бортовых средств КР.

Одним из путей решения этих проблем является определение аналитическим путём параметров движения центра масс ОО по результатам угловых измерений, выполняемых бортовой оптической системой КР. Полученные при этом значения параметров движения центра масс ОО могут быть использованы в качестве начального приближения при уточнении координат и составляющих скорости ОО с помощью рекуррентных статистических методов обработки навигационной информации [8 – 12].

Целью работы является поиск аналитического решения задачи определения параметров движения центра масс ОО по результатам угловых измерений, выполняемых бортовой оптической системой КР.

Постановка задачи

Для аналитического определения параметров движения ОО по результатам угловых измерений КР введём следующие ограничения:

- параметры орбиты КР известны;
- движение КР и ОО происходит в центральном гравитационном поле Земли на круговых компланарных орбитах;
- влияние атмосферы, притяжение Луны и давление солнечного ветра на движение КР и ОО не учитываются;
- погрешности результатов измерений бортовой оптической системы КР отсутствуют.

Ввиду того, что орбиты КР и ОО круговые и компланарные, то справедливы равенства $\Omega_{КР} = \Omega_{ОО}$ и $i_{КР} = i_{ОО}$, где $\Omega_{КР}$ и $\Omega_{ОО}$ – прямые восхождения восходящих узлов орбит КР и ОО, $i_{КР}$ и $i_{ОО}$ – наклонения орбит КР и ОО. Поэтому задача, результат решения которой представлен в настоящей статье, сводится к определению двух неизвестных параметров движения центра масс ОО, т.е. радиуса орбиты ОО ($r_{ОО}$) и момента времени прохождения ОО восходящего узла орбиты ($t_{ОО}$).

При решении задачи в качестве исходных данных использованы: $r_{КР}$ – радиус орбиты КР; $\tau_{КР}$ – момент времени прохождения КР восходящего узла орбиты; β – угол, определяемый бортовыми средствами КР, между линией визирования (ЛВ) ОО и местной вертикалью КР; $\dot{\beta}$ – угловая скорость ЛВ «КР-ОО».

Определение радиуса орбиты ОО

Введём угловое геоцентрическое расстояние между радиус-векторами КР и ОО, которое является функцией времени t , т.е. угол φ (рис. 1).

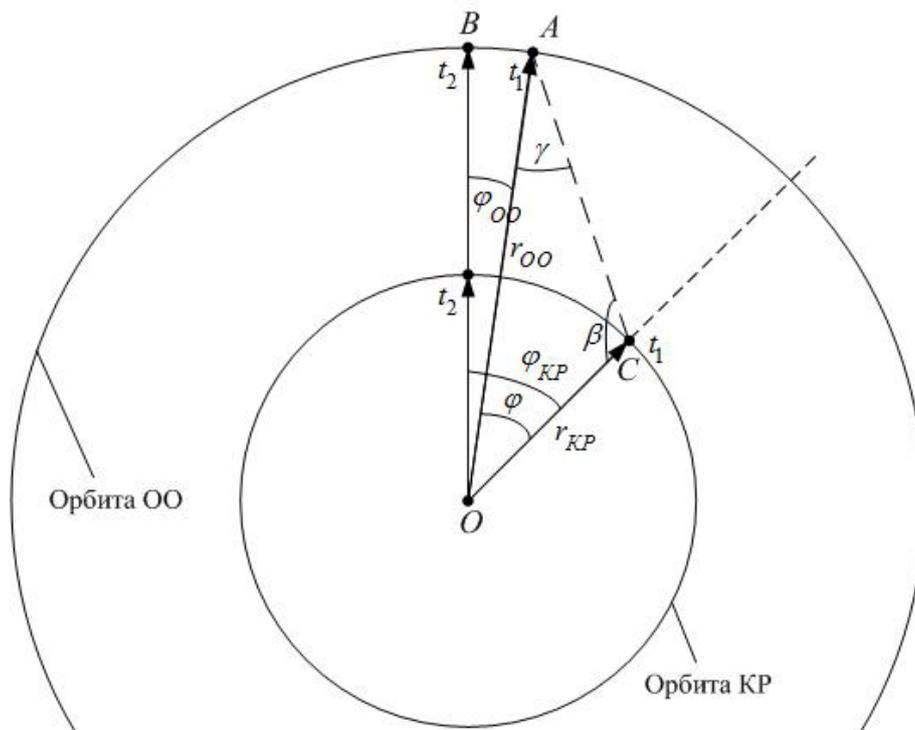


Рис. 1. Угловое положение ОО относительно КР

Предположим, что в момент времени t_1 угол между направлениями на центр Земли и ОО, измеренный бортовыми средствами КР, равен β . Тогда угол γ между направлениями на центр Земли и КР находится с помощью выражения: $\gamma = \pi - \beta - \varphi$.

Для определения радиуса орбиты ОО требуется найти угловую скорость ЛВ «КР-ОО» $\dot{\beta}$ относительно местной вертикали. С этой целью выполним следующие преобразования.

Из треугольника АОС (рис. 1) по теореме синусов получаем

$$\frac{r_{KP}}{\sin \gamma} = \frac{r_{OO}}{\sin \beta}. \quad (1)$$

При малых углах β и γ справедливы приближённые равенства:

$$\begin{aligned} \sin \gamma &= \sin(\pi - \beta - \varphi) \approx \pi - \beta - \varphi, \\ \sin \beta &= \sin(\pi - \beta) \approx \pi - \beta. \end{aligned}$$

Тогда из соотношения (1) находим

$$r_{KP}(\pi - \beta) = r_{OO}(\pi - \beta - \varphi). \quad (2)$$

Из выражения (2) после несложных преобразований получаем

$$\beta = \frac{r_{OO}\pi - r_{KP}\pi - r_{OO}\varphi}{r_{OO} - r_{KP}}. \quad (3)$$

Предположим, что к моменту времени t_2 центр масс ОО сместился относительно своего положения, в котором он находился в момент времени t_1 , на угол $\Delta\varphi_{OO}$, а центр масс КР сместился на угол $\Delta\varphi_{KP}$. При этом радиусы-векторы орбит ОО и КР стали коллинеарными.

Поскольку КР и ОО совершают полёт по круговым компланарным орбитам, то угловое геоцентрическое расстояние между КР и ОО в момент времени t_1 можно считать по формуле:

$$\varphi = \Delta\varphi_{KP} - \Delta\varphi_{OO} = (\omega_{KP} - \omega_{OO})\Delta t, \quad (4)$$

где ω_{KP} и ω_{OO} – орбитальные угловые скорости КР и ОО соответственно; Δt – интервал времени между моментами t_2 и t_1 : $\Delta t = t_2 - t_1$.

Воспользуемся известными соотношениями [10; 11]:

$$\omega_{KP} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} \quad \text{и} \quad \omega_{OO} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}},$$

где $\mu = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли.

Тогда из выражения (4) получаем

$$\varphi = \left(\sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}} \right) \Delta t. \quad (5)$$

После подстановки выражения (5) в соотношение (3) находим зависимость угла между направлениями на ОО и центр Земли от радиусов орбит ОО и КР:

$$\beta = \frac{(r_{OO} - r_{KP})\pi - r_{OO} \left(\sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}} \right) \Delta t}{r_{OO} - r_{KP}}. \quad (6)$$

В результате дифференцирования выражения (6) по времени получаем угловую скорость ЛВ «КР-ОО»:

$$\dot{\beta} = \frac{d\beta}{dt} = r_{OO} \frac{\sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}}}{r_{KP} - r_{OO}}. \quad (7)$$

Решая уравнение (7) относительно неизвестного радиуса ОО, находим искомую зависимость:

$$r_{OO} = \frac{\left(r_{KP}^3 \dot{\beta}^2 - \mu - \sqrt{r_{KP}^6 \dot{\beta}^4 - 6r_{KP}^3 \dot{\beta}^2 \mu + 8\mu \dot{\beta} r_{KP} \sqrt{\mu r_{KP}} - 3\mu^2} \right) r_{KP}}{2(r_{KP}^3 \dot{\beta}^2 - 2\dot{\beta} r_{KP} \sqrt{\mu r_{KP}} + \mu)}. \quad (8)$$

Можно показать, что угловая скорость ЛВ, рассчитываемая по формуле (7), принимает максимальное значение, когда радиусы-векторы КР и ОО коллинеарны. На рис. 2 приведены графики зависимостей угловой скорости ЛВ «КР-ОО» от времени полёта КР, которые получены по результатам математического моделирования.

Математическое моделирование выполнено при условии, что КР совершает полёт по круговой орбите радиуса $r_{KP} = 7000$ км в центральном поле сил. Радиус орбиты ОО выбран из диапазона от 8000 до 8500 км с дискретностью 100 км. В качестве начального момента времени принят момент, при котором радиусы-векторы КР и ОО коллинеарны.

Как следует из графиков зависимостей, представленных на рис. 2, угловая скорость ЛВ «КР-ОО» от момента коллинеарности радиусов-векторов КР и ОО с течением времени уменьшается. Незначительный рост угловой скорости ЛВ «КР-ОО» происходит с уменьшением радиуса орбиты ОО.

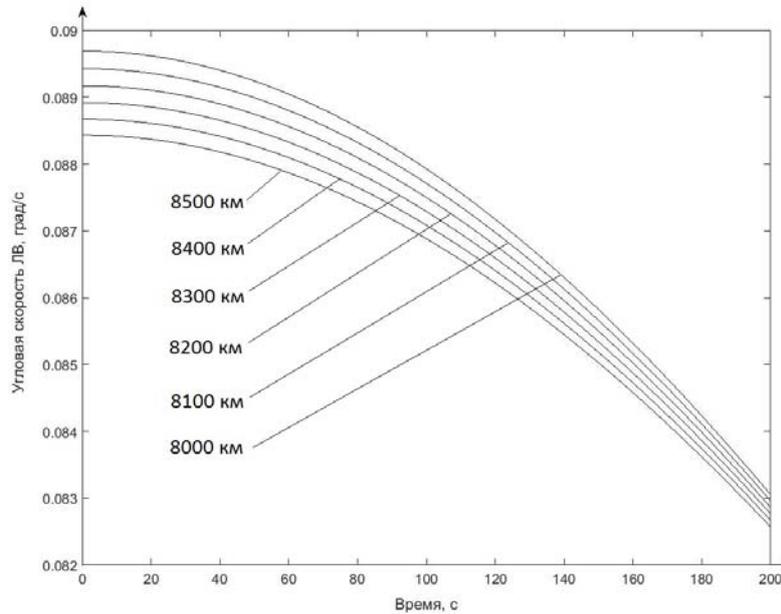


Рис. 2. Зависимости угловой скорости ЛВ «КР-ОО» от времени полёта и радиуса орбиты ОО

Определение момента времени прохождения ОО восходящего узла орбиты

Для определения момента времени прохождения ОО восходящего узла орбиты τ_{OO} рассмотрим ситуацию, при которой коллинеарны радиусы-векторы КР и ОО, т.е. момент времени t_2 (рис. 1). Поскольку в момент времени t_2 аргументы широты орбит КР и ОО совпадают, справедливо равенство

$$\sqrt{\frac{\mu}{r_{KP}^3}} (t_2 - \tau_{KP}) = \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}} (t_2 - \tau_{OO}), \quad (9)$$

где τ_{KP} – момент времени прохождения КР восходящего узла орбиты. Из выражения (9) находим формулу для расчёта момента времени прохождения ОО восходящего узла орбиты:

$$\tau_{OO} = t_2 - \sqrt{\left(\frac{r_{OO}}{r_{KP}}\right)^3} (t_2 - \tau_{KP}). \quad (10)$$

Рассмотрим пример. Предположим, что радиус орбиты КР $r_{KP} = 7000$ км, а момент времени прохождения КР восходящего узла орбиты $\tau_{KP} = 5000$ с. В момент коллинеарности радиусов-векторов КР и ОО время $t_2 = 1000$ с. При этом угловая скорость ЛВ «КР-ОО» $\dot{\beta} = 0,00155194$ рад/с. Требуется найти радиус орбиты ОО и момент прохождения ОО восходящего узла орбиты.

Используя соотношение (8), находим радиус орбиты ОО: $r_{OO} = 8300$ км.

Для определения момента прохождения ОО восходящего узла орбиты воспользуемся соотношением (10):

$$\tau_{oo} = 1000 - \sqrt{\left(\frac{8300}{7000}\right)^3} (1000 - 5000) = 6165 \text{ (с)}.$$

Таким образом, по результатам расчётов искомые параметры орбиты ОО равны: $r_{oo} = 8300$ км и $\tau_{oo} = 6165$ с.

Заключение

При выполнении заданных космическому роботу функций, связанных с операциями сближения, внешнего осмотра, технического обслуживания, ремонта, коррекции орбиты или изменения ориентации орбитальных объектов, возникает проблема оперативного и безошибочного решения задачи определения параметров движения ОО. В качестве источника навигационной информации могут выступать результаты угловых измерений бортовых оптических средств КР.

Для обоснования возможности использования результатов угловых измерений бортовых оптических средств КР для навигационных определений параметров орбиты ОО необходимо выявить функциональную зависимость между результатами этих измерений и параметрами движения центра масс ОО.

Для достижения поставленной цели использован аналитический метод, который обеспечивает оперативное получение значений неизвестных параметров движения центра масс ОО с учётом введённых допущений. Искомыми параметрами, для которых приведены формулы, позволяющие выполнить расчёт текущих значений, являются радиус орбиты ОО и момент времени прохождения ОО восходящего узла орбиты.

С помощью полученных аналитических выражений и результатов измерений бортовых оптических средств КР могут быть решены следующие проблемы, возникающие в процессе выполнения КР целевых функций: необходимость оперативного поиска начальных значений параметров движения ОО при проведении итерационного навигационного расчёта по статистическим алгоритмам; контроль правильности вычислений бортовой ЭВМ; повышение отказоустойчивости системы автономной навигации КР путём введения в её программно-математическое обеспечение резервных алгоритмов, способных парировать отказы измерительной аппаратуры, например, отказ дальномера.

Библиографический список

1. Силантьев С., Фоминов И., Королев С. Роботы на орбите // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 2 (87). С. 118-123.
2. Ардашов А.А., Арсеньев В.Н., Силантьев С.Б. Современное состояние и терминологическая база космической робототехники // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2016. № 650. С. 144-151.
3. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Навигация, наведение и управление свободнолетающим роботом при его сближении с пассивным космическим объектом // Сборник материалов юбилейной XXV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам (28-30 мая 2018 г., Санкт-Петербург). СПб: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 353-358.
4. Рутковский В.Ю., Суханов В.М., Глумов В.М. Некоторые вопросы управления свободнолетающим космическим манипуляционным роботом // Автоматика и телемеханика. 2013. № 11. С. 62-83.

5. Кузьмичёв Ю.А., Сасункевич А.А., Фоминов И.В. Исследование влияния высоты орбиты космического робота на временные и энергетические затраты обслуживания орбитальных объектов на геостационарной орбите // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2018. № 661. С. 198-206.

6. Королев С.Ю., Фоминов И.В. Алгоритм начальной выставки космического аппарата-робота для выполнения облёта орбитального объекта // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2016. № 655. С. 157-161.

7. Голяков А.Д., Фоминов И.В., Королев С.Ю. Анализ точности автономной навигации космического робота при диагностике технического состояния орбитального объекта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-31-41

8. Брандин В.Н., Разоренов Г.Н. Определение траекторий космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 216 с.

9. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб: Политехника, 2014. 362 с.

10. Аншаков Г.П., Голяков А.Д., Петрищев В.Ф., Фурсов В.А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2011. 486 с.

11. Голяков А.Д., Ананенко В.М. Системы навигации космических аппаратов. СПб: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 2017. 269 с.

12. Голяков А.Д. Введение в теорию взаимной навигации искусственных спутников Земли. СПб: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 1992. 142 с.

ANALYTICAL DETERMINATION OF MOTION PARAMETERS OF THE CENTER OF MASS OF AN UNCOOPERATIVE ORBITER ON THE BASIS OF MEASUREMENT INFORMATION PROVIDED BY ON-BOARD SYSTEMS OF A SPACE ROBOT IN A COPLANAR ORBIT

© 2019

- V. M. Ananenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Autonomous Control Systems; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; avm-brok@mail.ru
- A. D. Golyakov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Autonomous Control Systems; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; algol1949@mail.ru
- P. V. Kalabin** Adjunct; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; kalabinpavel179@gmail.com

An analytical solution to the problem of determining the parameters of motion of an orbiter's center of mass is presented on the basis on the results of measurements carried out using the optical system of a space robot located in orbit coplanar to that of the orbiter. The "space robot-orbiter" line-of-sight angle and the line-of-sight rate in the moving orbital system of coordinates of the space robot are selected as initial parameters that are measured by the space robot's on-board optical system. Along with the known orbital parameters of the space robot they are used to solve the problem of determining the parameters of motion of the orbiter's center of mass. When solving this task, assumptions are introduced concerning the central gravitational field of the Earth, the coplanarity of the orbits of the space robot and of the orbiter, absence of influence of the atmosphere, the moon's attraction and the pressure of the solar wind on the motion of the space robot and of the orbiter, absence of errors in the results of measurements performed by the space robot's on-board optics. Analytical expressions are

obtained to determine the unknown parameters of motion of the orbiter's center of mass. The results presented can be used to develop methods allowing standalone determination of parameters of the orbit of unknown orbiters using on-board optics of a space robot.

Space robot; on-board system; orbiter; parameters of motion of the center of mass; on-board measurements; analytical method of navigation management.

Citation: Ananenko V.M., Golyakov A.D., Kalabin P.V. Analytical determination of motion parameters of the center of mass of an uncooperative orbiter on the basis of measurement information provided by on-board systems of a space robot in a coplanar orbit. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 7-15. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-7-15

References

1. Silantyev S., Fominov I., Korolev S. Robots in orbit. *Aerospace Sphere Journal*. 2016. No. 2 (87). P. 118-123. (In Russ.)
2. Ardashov A.A., Arsenyev V.N., Silantyev S.B. Current status and terminological dictionary of space robotics. *Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy*. 2016. No. 650. P. 144-151. (In Russ.)
3. Somov Ye.I., Butyrin S.A., Somov S.Ye. Navigation, guidance and control of a free-flying robot during its rendezvous with a passive space vehicle. *Proceedings of the 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018 (May, 28-30, 2018, Saint Petersburg, Russian Federation)*. DOI: 10.23919/ICINS.2018.8405935
4. Rutkovskii V.Y., Sukhanov V.M., Glumov V.M. Some issues of controlling the free-flying manipulative space robot. *Automation and Remote Control*. 2013. V. 74, Iss. 11. P. 1820-1837. DOI: 10.1134/S0005117913110052
5. Kuzmichev Y.A., Sasunkevich A.A., Fominov I.V. Study of the influence of the orbital height of a space robot on the time and energy costs of servicing orbital objects in geostationary orbit. *Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy*. 2018. No. 661. P. 198-206. (In Russ.)
6. Korolev S.Y., Fominov I.V. Algorithm initial exhibition of the spacecraft-robot to perform a flyby of the orbital object. *Proceedings of the Mozhaisky Military Aerospace Academy*. 2016. No. 655. P. 157-161. (In Russ.)
7. Golyakov A.D., Fominov I.V., Korolev S.Yu. Analysis of the accuracy of autonomous navigation of the space robot in the diagnosis of the technical condition of an orbital object. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 1. P. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-31-41. (In Russ.)
8. Brandin V.N., Razorenov G.N. *Opredelenie traektoriy kosmicheskikh apparatov* [Determination of spacecraft trajectories]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 216 p.
9. Mikhailov N.V. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovyx radionavigatsionnykh system* [Autonomous navigation of space vehicles with GNSS]. SPb: Politekhnik Publ., 2014. 362 p.
10. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft autonomous navigation]. Samara: Space Rocket Center «Progress» Publ., 2011. 486 p.
11. Golyakov A.D., Ananenko V.M. *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft navigation systems]. SPb: Mozhaisky Military Aerospace Academy Publ., 2017. 269 p.
12. Golyakov A.D. *Vvedeniye v teoriyu vzaimnoy navigatsii iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of mutual navigation of artificial Earth satellites]. SPb: Mozhaisky Military Aerospace Academy Publ., 1992. 142 p.

ВОЗМУЩЁННОЕ ДВИЖЕНИЕ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

© 2019

В. Л. Балакин доктор технических наук, профессор, советник при ректорате; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; balakin.vl@ssau.ru

М. М. Крикунов кандидат технических наук, старший научный сотрудник; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; krikunov.mm@ssau.ru

Рассмотрено возмущённое движение гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы при наборе высоты. В качестве возмущений приняты отклонения плотности атмосферы от стандартных значений и отклонения коэффициентов аэродинамических сил от номинальных значений. Проведено моделирование возмущённого движения гиперзвуковой первой ступени с оптимальной программой угла атаки, полученной для стандартной атмосферы и номинальных аэродинамических характеристик. Определены отклонения конечных условий возмущённого движения от заданных значений скорости, высоты и угла наклона траектории. Для возмущённого движения методом принципа максимума Понтрягина решена задача о минимуме массы топлива, затрачиваемой на набор высоты с разгоном до гиперзвуковой скорости. Определены оптимальные программы угла атаки, оптимальные траектории движения и конечные значения массы гиперзвуковой первой ступени. Проведён сравнительный анализ оптимальных программ управления и траекторий движения, полученных для невозмущённого и возмущённого движения.

Авиационно-космическая система; гиперзвуковая первая ступень; набор высоты; разгон; программа угла атаки; атмосферные возмущения; аэродинамические возмущения; оптимальное управление; минимум массы топлива; метод принципа максимума.

Цитирование: Балакин В.Л., Крикунов М.М. Возмущённое движение гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 16-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-16-28

Введение

В работе авторов [1] для гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы (АКС) – гиперзвукового разгонщика (ГР) – была получена оптимальная программа управления углом атаки и соответствующая ей траектория набора высоты с минимальным расходом топлива. Расходы топлива при оптимальном управлении оказались меньше, чем при «традиционном» подходе [2-4], когда с целью максимизации удельного импульса (оптимизации работы двигательной установки) задаётся типовой профиль полёта по линии максимального скоростного напора с последующим набором высоты по линии максимального теплового потока. Это, как и в случае гиперзвукового самолёта (ГС) [5], объясняется более эффективным использованием аэродинамических характеристик ГР при управлении углом атаки.

Результаты в [1] получены для невозмущённого движения, т.е. при стандартной плотности атмосферы и номинальных аэродинамических характеристиках гипотетического ГР. Далее будем называть соответствующую оптимальную программу угла атаки «номинальной».

Как и для гиперзвукового самолёта [6] сформулируем следующие два вопроса:

1) как отклонения плотности атмосферы от стандартных значений (в дальнейшем «атмосферные» возмущения) и отклонения аэродинамических характеристик от номи-

нальных значений (в дальнейшем «аэродинамические» возмущения) влияют на конечные условия движения ГР при использовании оптимальной «номинальной» программы управления;

2) как «атмосферные» и «аэродинамические» возмущения влияют на оптимальные программы управления углом атаки и соответствующие им траектории набора высоты ГР с минимальным расходом топлива.

Основной целью работы является получение и анализ оптимальных программ управления и траекторий движения ГР при «атмосферных» и «аэродинамических» возмущениях.

Модель возмущённого движения

Модель возмущённого движения включает в себя уравнения движения, учитывающие «атмосферные» и «аэродинамические» возмущения; граничные условия движения; управление и характеристики ГР.

Уравнения движения ГР в вертикальной плоскости записываются в траекторной системе координат [5]. Начальные и конечные граничные условия движения записываются в виде

$$\begin{aligned} t = t_n : V = M_n a(h_n), \theta = \theta_n, h = h_n, m = m_n; \\ t = t_k : V = M_k a(h_k), \theta = \theta_k, h = h_k. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь V – скорость; θ – угол наклона траектории; h – высота; m – масса; $M_n, M_k, \theta_n, \theta_k, h_n, h_k, m_n$ – заданные числа; a – скорость звука.

На рассматриваемом участке набора высоты фиксированы начальная высота, скорость (число Маха M) и угол наклона траектории. Конечные значения скорости и высоты определяются возможностями двигательной установки (ДУ) разгонщика. Для заданных конечных значений высоты и скорости конечный угол наклона траектории разгонщика должен соответствовать старту второй ступени АКС – ракете-носителю с полезной нагрузкой ($\theta_k > 0$).

В качестве функции управления принята программа угла атаки при ограничениях

$$\alpha_{\min} \leq \alpha(t) \leq \alpha_{\max},$$

где α_{\min} и α_{\max} – соответственно минимальный и максимальный угол атаки.

Источники информации о массовых, геометрических, аэродинамических характеристиках ГР и высотно-скоростных характеристиках и секундном расходе топлива ДУ указаны в [1].

Особо отметим имеющиеся ограничения на скоростной напор q и тепловой поток q_T , которые соответственно можно записать в виде

$$q \leq q_{\max}, \quad (2)$$

где q_{\max} – максимальное значение скоростного напора;

$$q_T \leq q_{T\max}, \quad (3)$$

где $q_{T\max}$ – максимальное значение теплового потока.

Рассмотрим принятые модели возмущений.

Для расчётов «атмосферных» возмущений использована универсальная модель отклонений плотности атмосферы [7]:

$$\rho(h) = \rho_{cm}(h) + \xi \sigma_{\rho}(h), \quad (4)$$

где плотность атмосферы $\rho(h)$ представляется как нормальная случайная функция высоты h , математическое ожидание $\rho_{cm}(h)$ вычисляется в соответствии со стандартной атмосферой, величина ξ – нормально распределённая случайная величина с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной единице. Среднее квадратическое отклонение $\sigma_{\rho}(h)$ определяется соотношением:

$$\sigma_{\rho}(h) = \sigma_{\rho 0} \exp(-0,15 \cdot 10^{-3} h), \quad (5)$$

где $\sigma_{\rho 0} = 0,05 \text{ кг/м}^3$ – средняя величина, соответствующая условиям на нулевой высоте [7].

Действительные значения возмущений аэродинамических характеристик (АХ) для гипотетического ГР неизвестны. Влияние отклонений АХ на конечные условия движения исследовалось при моделировании движения ГР с изменёнными следующим образом коэффициентами аэродинамических сил:

$$C_{ya} = C_{ya0} (1 + \Delta C_{ya}), \quad (6)$$

$$C_{xa} = C_{xa0} (1 + \Delta C_{xa}). \quad (7)$$

Здесь C_{ya} , C_{xa} – соответственно «возмущённые» коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления; C_{ya0} , C_{xa0} – соответственно номинальные коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления; ΔC_{ya} , ΔC_{xa} – отклонения «возмущённого» коэффициента от номинального значения.

Моделирование возмущённого движения при оптимальной «номинальной» программе управления

Атмосферные возмущения. При моделировании возмущённого движения ГР использовались следующие значения входящей в (4) нормально распределённой случайной величины ξ : -1; -2; -3; -4; -5,5 и 1; 2; 3; 4; 5,5. Значения $\xi = -5,5$ и $\xi = 5,5$ соответствуют предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере.

Оптимальная «номинальная» программа управления приведена на рис. 1. Этой программе соответствуют следующие конечные условия движения: $h_{\kappa} = 30000 \text{ м}$, $M_{\kappa} = 6$, $\theta_{\kappa} = 4,9^{\circ}$.

Результаты моделирования возмущённого движения ГР в виде траекторий набора высоты с разгоном (в координатах $h - M$) приведены для «разреженной» и «плотной» атмосферы соответственно на рис. 2, 3. Типовая траектория состоит из двух участков: первый соответствует движению ГР с максимальным скоростным напором q_{max} , а второй – движению с максимальным тепловым потоком $q_{T\text{max}}$.

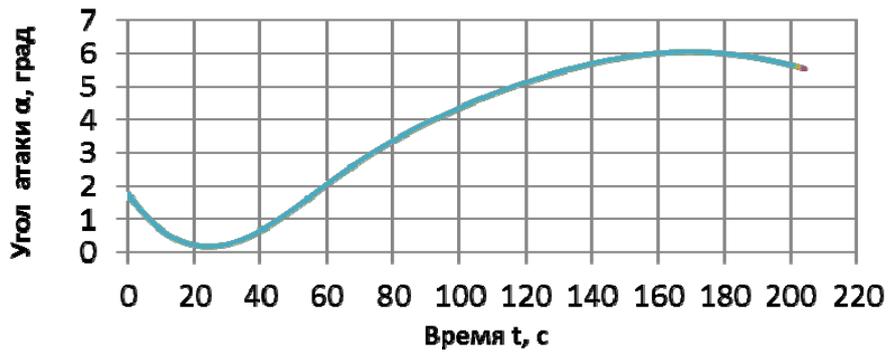


Рис. 1. Оптимальная «номинальная» программа угла атаки

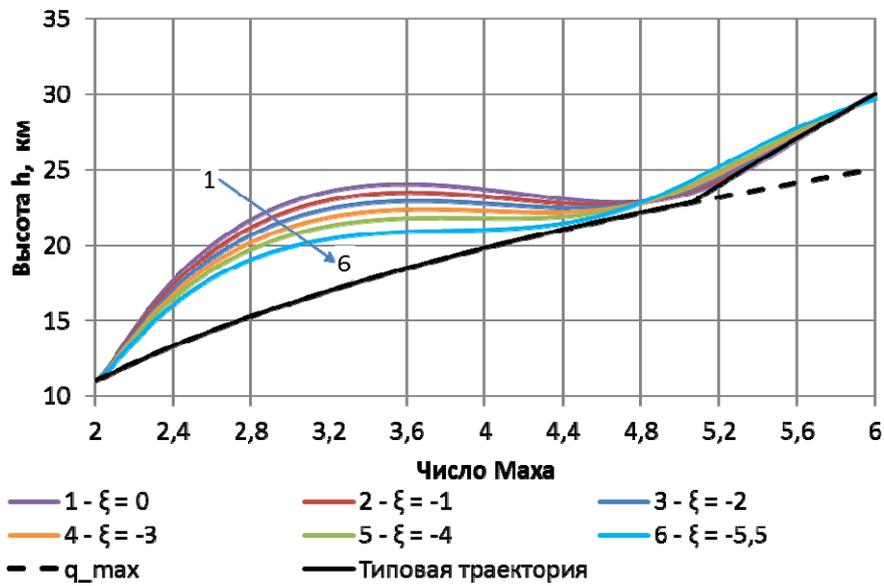


Рис. 2. Траектории набора высоты с разгоном при «разреженной» атмосфере

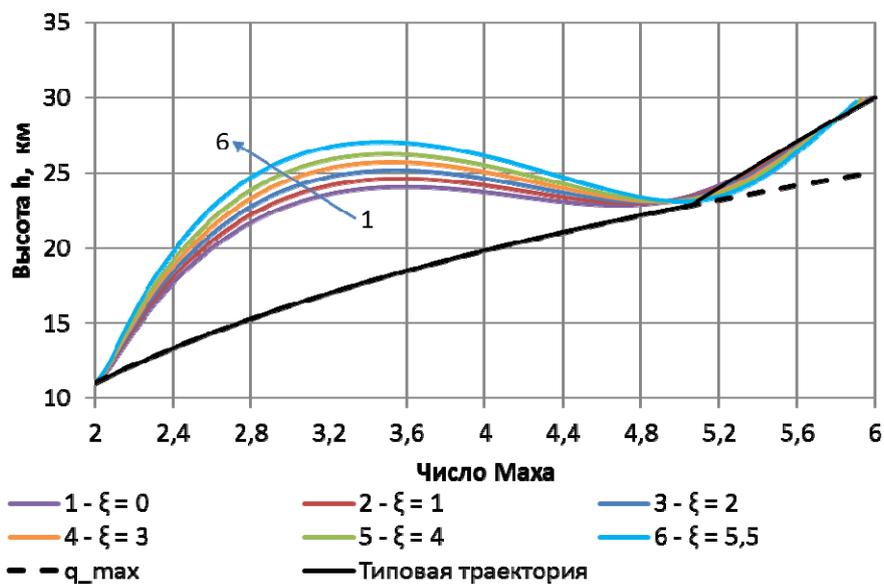


Рис. 3. Траектории набора высоты с разгоном при «плотной» атмосфере

Как показали результаты моделирования, все траектории набора высоты лежат выше линии максимального скоростного напора, но для всех рассмотренных возмущений атмосферы нарушается ограничение по тепловому потоку (3). Отметим, что эти нарушения значительнее при «плотной» атмосфере (рис. 3).

Аэродинамические возмущения. При моделировании возмущённого движения ГР использовались следующие значения входящей в (6), (7) величины Δ : $-0,01$; $-0,02$; $-0,03$; $-0,04$; $-0,05$ и $0,01$; $0,02$; $0,03$; $0,04$; $0,05$. Значения $\Delta = -0,05$ и $\Delta = 0,05$ соответствуют предельным отклонениям АХ от номинальных значений. Оптимальная «номинальная» программа управления соответствует рис. 1.

Результаты моделирования возмущённого движения ГР в виде траекторий набора высоты с разгоном приведены на рис. 4, 5 для предельных отклонений АХ.

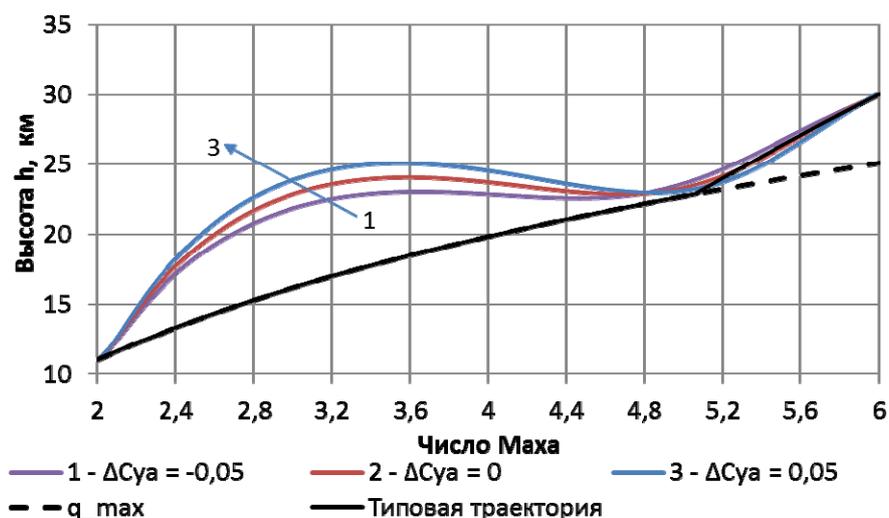


Рис. 4. Траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента подъемной силы

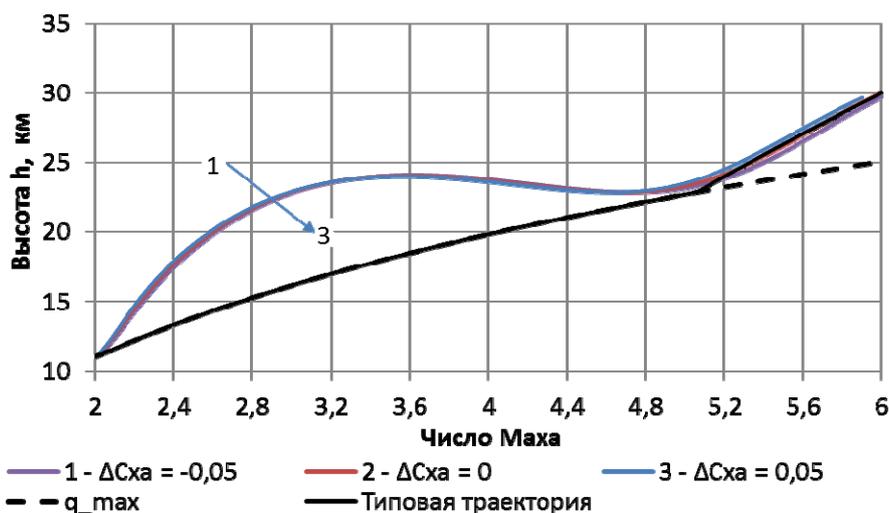


Рис. 5. Траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

Как показали результаты моделирования, все траектории набора высоты лежат выше линии максимального скоростного напора, но нарушается ограничение по тепловому потоку (3) для следующих предельных отклонений АХ: $\Delta C_{ya} = 0,05$ и $\Delta C_{xa} = -0,05$.

Для предельных отклонений АХ: $\Delta C_{ya} = -0,05$ и $\Delta C_{xa} = 0,05$ ограничение по тепловому потоку выполняется. Для этих предельных отклонений в табл. 1 приведены отклонения конечных условий возмущённого движения от заданных значений: M_k, θ_k, h_k . Аэродинамические возмущения представлены коэффициентом Δ ; $\Delta M, \Delta \theta, \Delta h$ – соответственно отклонения по скорости (числу Маха), углу наклона траектории и высоте.

Таблица 1. Отклонения конечных условий возмущённого движения при отклонениях коэффициента подъёмной силы и коэффициента лобового сопротивления

	$\Delta C_{ya} = -0,05$	$\Delta C_{xa} = 0,05$
ΔM	0	-0,09
$\Delta \theta$, град	-0,8	-0,1
Δh , м	-101	-338

Оптимизация возмущённого движения

В качестве критерия оптимизации принята масса израсходованного топлива

$$m = m(t_k) - m(t_n), \quad (8)$$

которую необходимо минимизировать. Требуется определить программу управления углом атаки $\alpha(t)$ для принятой системы уравнений движения в траекторной системе координат с граничными условиями (1), доставляющую минимум функционалу (8).

Задача оптимального управления, как и в [1], решалась с применением формализма принципа максимума Понтрягина [8].

Атмосферные возмущения. При атмосферных возмущениях задача оптимального управления решена для всех ранее указанных значений нормально распределённой случайной величины ξ . В качестве примера для предельно «разреженной» ($\xi = -5,5$) и предельно «плотной» ($\xi = 5,5$) атмосферы на рис. 6 приведены оптимальные программы управления угла атаки, на рис. 7 – траектории набора высоты с разгоном.

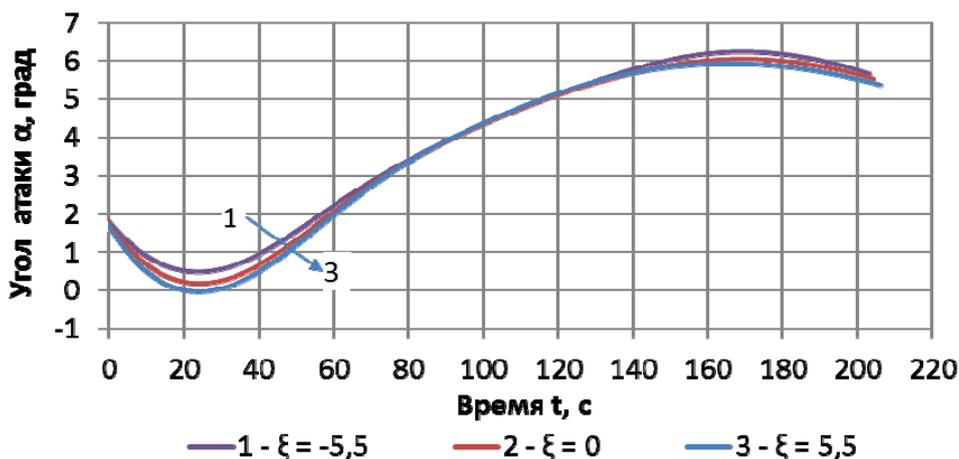


Рис. 6. Оптимальные программы угла атаки при атмосферных возмущениях

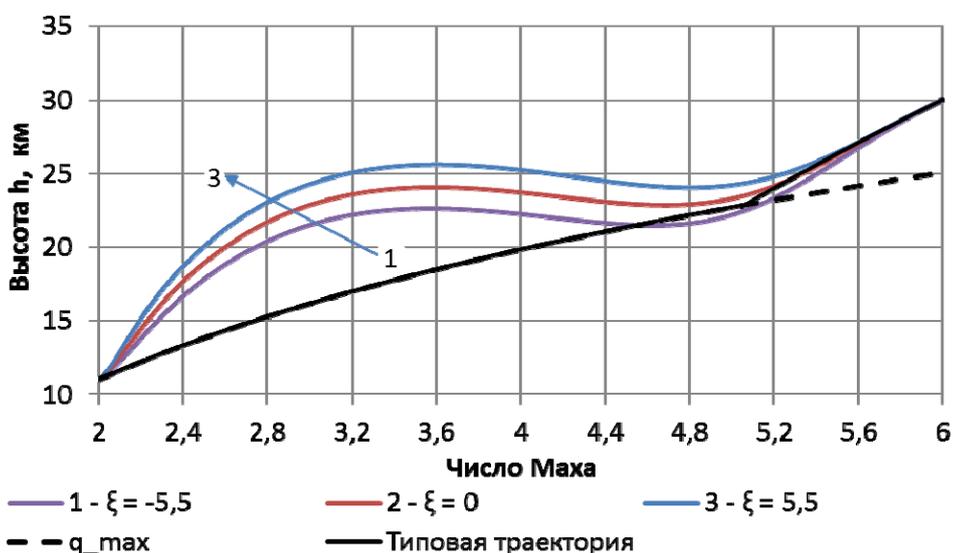


Рис. 7. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при атмосферных возмущениях

Из рис. 6 следует, что для «разреженной» атмосферы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъёмной силы для набора высоты и конечного угла наклона траектории в условиях «разреженной» атмосферы. Об этом свидетельствует и то, что траектория при «разреженной» атмосфере имеет меньшую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 7). При этом нарушаются ограничения по скоростному напору (2) и тепловому потоку (3) (рис. 7).

Из рис. 6 следует, что для «плотной» атмосферы углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется тем, что при большей плотности атмосферы ГС может достичь заданной конечной высоты при меньшем коэффициенте подъёмной силы. Уменьшение этого коэффициента приведёт и к благоприятному снижению коэффициента лобового сопротивления. Но даже при меньшем коэффициенте подъёмной силы траектория при «плотной» атмосфере

ре имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 7). При этом выполняются ограничения по скоростному напору и тепловому потоку (рис. 7).

Для заданного конечного угла наклона траектории, равного $4,9^\circ$, при «разреженной» атмосфере нарушаются ограничения по скоростному напору (2) и тепловому потоку (3). Поэтому необходимо определить максимальный угол наклона траектории, для которого эти ограничения будут выполняться. Такой угол был определён и равен $3,0^\circ$. На рис. 8 приведена оптимальная программа управления угла атаки, на рис. 9 – траектория набора высоты с разгоном.

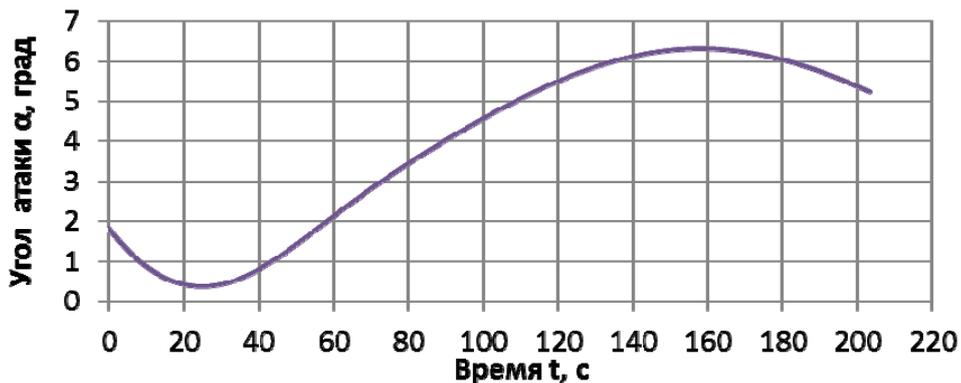


Рис. 8. Оптимальная программа угла атаки для «разреженной» атмосферы

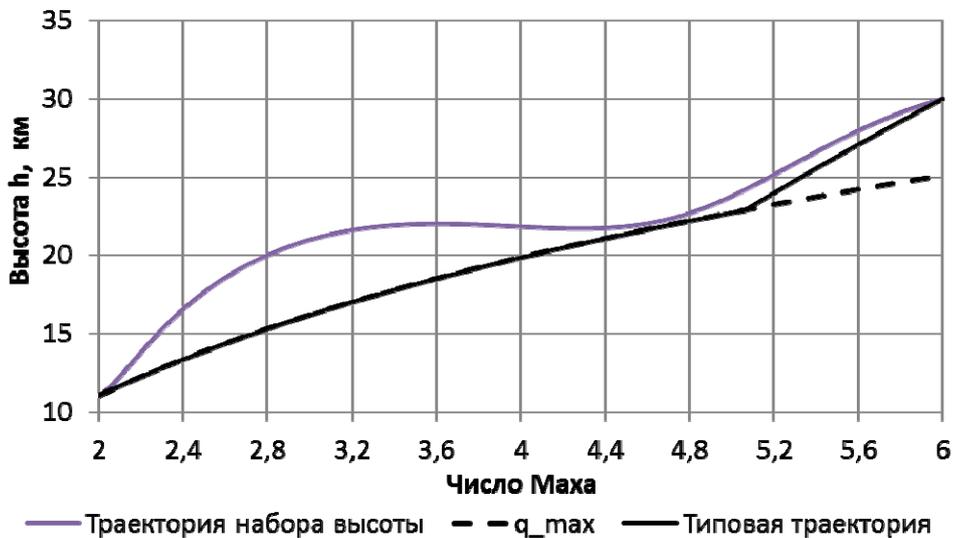


Рис. 9. Оптимальная траектория набора высоты с разгоном для «разреженной» атмосферы

Аэродинамические возмущения. При аэродинамических возмущениях задача оптимального управления решена для всех ранее указанных значений отклонений коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления.

В качестве примера для предельных отклонений коэффициентов подъемной силы ΔC_{ya} на рис. 10 приведены оптимальные программы управления угла атаки, на рис. 11 – траектории набора высоты с разгоном.

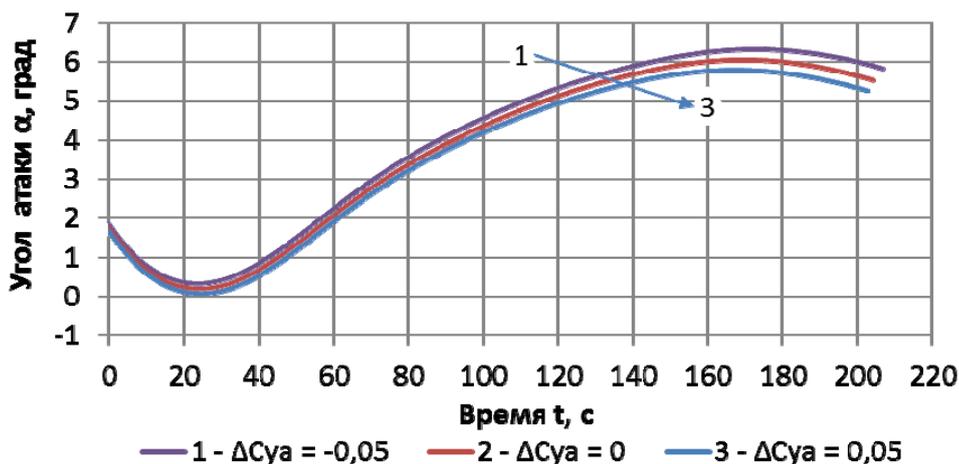


Рис. 10. Оптимальные программы угла атаки при возмущениях коэффициента подъемной силы

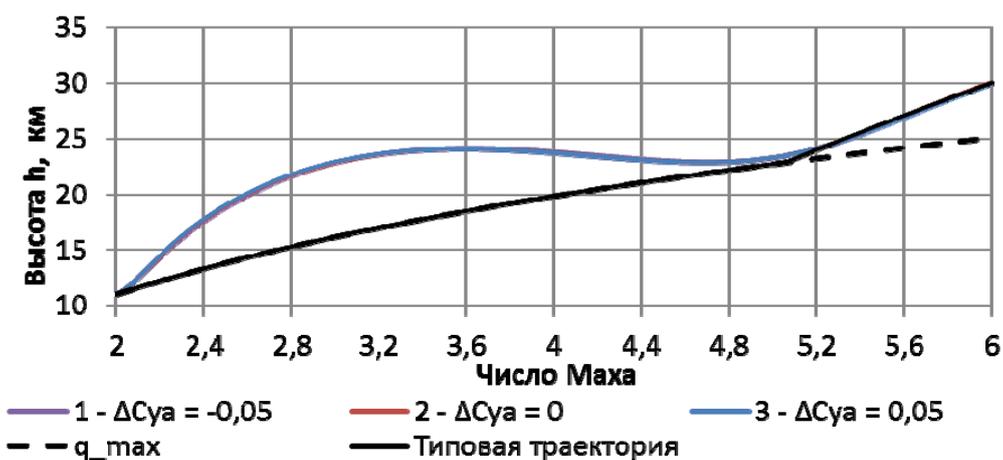


Рис. 11. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента подъемной силы

Из рис. 10 следует, что для уменьшенного коэффициента подъемной силы углы атаки оптимальной «возмущенной» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъемной силы для набора высоты. Из рис. 11 следует, что для увеличенного коэффициента подъемной силы углы атаки оптимальной «возмущенной» программы меньше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется тем, что ГР может достичь заданной конечной высоты при меньшем угле атаки. Это приведет к благоприятному снижению коэффициента лобового сопротивления. Отметим, что «номинальная» и «возмущенная» траектории набора высоты близки друг к другу и для них выполняются ограничения по скоростному напору (2) и тепловому потоку (3).

Конечные значения массы ГР для оптимальных программ угла атаки приведены в табл. 2.

Таблица 2. Конечные значения массы ГР при изменении коэффициента подъемной силы

ΔC_{ya}	-0,05	0	0,05
m , кг	277 962	278 120	278 216

Из табл. 2 следует, что наибольшая конечная масса соответствует лучшим аэродинамическим характеристикам ГР – увеличению коэффициента подъёмной силы. Это косвенно подтверждает правильность решения задачи оптимизации.

В качестве примера для предельных отклонений коэффициентов лобового сопротивления ΔC_{xa} на рис. 12 приведены оптимальные программы управления углом атаки, на рис. 13 – траектории набора высоты с разгоном.

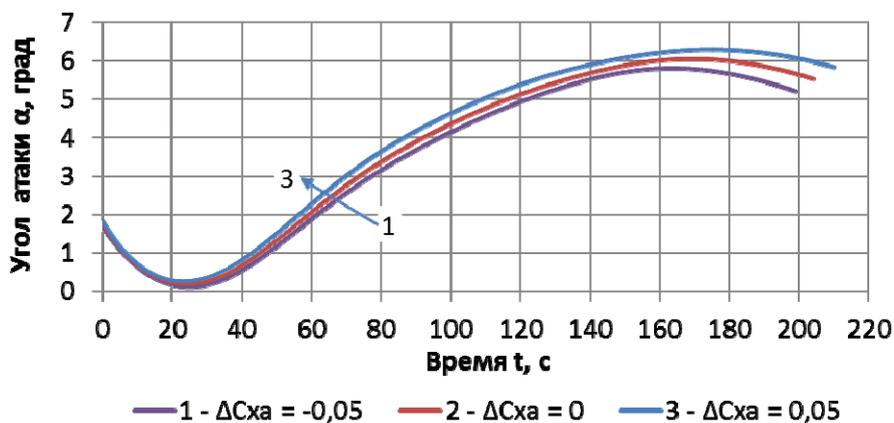


Рис. 12. Оптимальные программы угла атаки при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

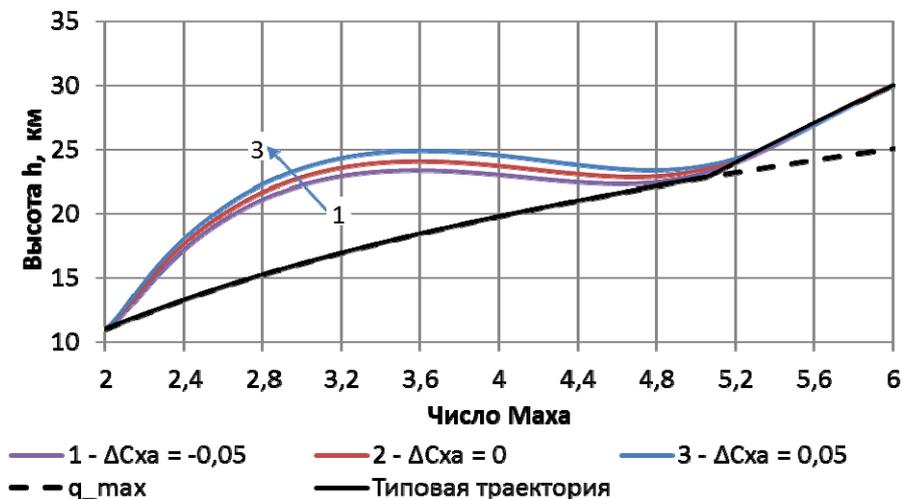


Рис. 13. Оптимальные траектории набора высоты с разгоном при возмущениях коэффициента лобового сопротивления

Из рис. 12 следует, что для увеличенного коэффициента лобового сопротивления углы атаки оптимальной «возмущённой» программы больше углов атаки «номинальной» программы. Это объясняется необходимостью увеличить коэффициент подъёмной силы для набора высоты в условиях усилившегося торможения ГР. Об этом свидетельствует и то, что «возмущённая» траектория имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 13), т.е. находится в более «разреженных» слоях атмосферы.

Из рис. 12 следует, что для уменьшенного коэффициента лобового сопротивления углы атаки оптимальной «возмущённой» программы меньше углов атаки «номиналь-

ной» программы. Это объясняется тем, что ГР может достичь заданной конечной высоты при меньшем угле атаки, что приведёт к благоприятному снижению коэффициента лобового сопротивления. Об этом свидетельствует и то, что «возмущённая» траектория имеет меньшую высоту, чем «номинальная» траектория (рис. 13), т.е. находится в более «плотных» слоях атмосферы.

Отметим, что для полученных оптимальных траекторий набора высоты выполняются ограничения по скоростному напору (2) и тепловому потоку (3).

Конечные значения массы ГР для оптимальных программ угла атаки приведены в табл. 3.

Таблица 3. Конечные значения массы ГР при изменении коэффициента лобового сопротивления

ΔC_{xa}	-0,05	0	0,05
m , кг	278302	278120	277887

Из табл. 3 следует, что наибольшая конечная масса соответствует лучшим аэродинамическим характеристикам ГР – уменьшению коэффициента лобового сопротивления. Это косвенно подтверждает правильность решения задачи оптимизации.

Заключение

Для принятых атмосферных и аэродинамических возмущений полученные оптимальные программы угла атаки имеют характер, аналогичный «номинальной» оптимальной программе.

Для «плотной» атмосферы оптимальная траектория имеет большую высоту, чем «номинальная» траектория, и выполняются ограничения по скоростному напору и тепловому потоку.

Для «разреженной» атмосферы в целях выполнения ограничений по скоростному напору и тепловому потоку необходимо уменьшить конечный угол наклона траектории.

Для принятых отклонений коэффициента подъёмной силы «номинальная» и «возмущённые» траектории близки друг к другу и выполняются ограничения по скоростному напору и тепловому потоку.

Для увеличенного коэффициента лобового сопротивления оптимальная траектория имеет большую высоту, чем «номинальная траектория», а для уменьшенного коэффициента – меньшую высоту. Ограничения по скоростному напору и тепловому потоку выполняются.

Наибольшая конечная масса гиперзвукового разгонщика при аэродинамических возмущениях соответствует лучшим характеристикам – увеличению коэффициента подъёмной силы и уменьшению коэффициента лобового сопротивления.

Библиографический список

1. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Анализ программ управления и траекторий набора высоты гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 18-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-18-29

2. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. М.: ЦАГИ, 2008. 476 с.

3. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Российская академия космонавтики, 1996. 214 с.

4. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Никулин А.В. Моделирование условий работы пароводородного РТД в составе силовой установки гиперзвукового летательного аппарата // Вестник Академии космонавтики. Научно-технические проблемы космонавтики. Выпуск 2. Материалы научных докладов на заседаниях направления в 1996-1997 гг. М.: Российская академия космонавтики, 1998. С. 159-191.

5. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Анализ программ управления и траекторий движения гиперзвукового самолёта при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 18-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-18-26

6. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Возмущённое движение гиперзвукового самолёта при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20

7. Школьный Е.П., Майборода А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 308 с.

8. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.

DISTURBED MOTION OF THE HYPERSONIC FIRST STAGE OF AN AEROSPACE SYSTEM IN CLIMB

© 2019

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

M. M. Krikunov Candidate of Science (Engineering), Senior Research Associate;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation
krikunov.mm@ssau.ru

Disturbed motion of the hypersonic first stage of an aerospace system in climb is analyzed. Deviations of atmospheric density from standard values and deviations of aerodynamic force coefficients from reference values are taken as disturbances. Disturbance motion of the hypersonic first stage of a hypersonic vehicle with the optimal angle-of-attack schedule obtained for reference atmosphere and nominal aerodynamic characteristics is modeled. Deviations of terminal conditions of disturbed motion from the target values of velocity, altitude and flight path inclination are determined. The problem of minimum propellant mass consumed in the climb with acceleration to hypersonic velocity is solved for disturbed motion by the method of Pontryagin's maximum principle. Optimal angle-of-attack schedules, optimal flight paths and finite values of the mass of the hypersonic first stage are determined. Comparative analysis of optimal control programs and flight paths for disturbed and undisturbed motion is made.

Aerospace system; first hypersonic stage; climb; acceleration; angle-of-attack schedule; atmospheric disturbances; aerodynamic disturbances; optimal control; propellant mass minimum; maximum principle method.

Citation: Balakin V.L., Krikunov M.M. Disturbed motion of the hypersonic first stage of an aerospace system in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering.* 2019. V. 18, no. 3. P. 16-28.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-16-28

References

1. Balakin V.L., Krikunov M.M. Analysis of control programs and climb paths of the hypersonic first stage of an aerospace system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 18-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-18-29. (In Russ.)
2. Buzuluk V.I. *Optimizatsiya traektoriy dvizheniya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Optimization of aerospace vehicle flight paths]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2008. 476 p.
3. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power units of hypersonic and space-air vehicles]. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki Publ., 1996. 214 p.
4. Nechaev Yu.N., Polev A.S., Nikulin A.V. Modelirovanie usloviy raboty parovodorodnogo RTD v sostave silovoy ustanovki giperzvukovogo letatel'nogo apparata. *Vestnik Akademii kosmonavtiki. Nauchno-tehnicheskie problemy kosmonavtiki*. Vypusk 2. Materialy nauchnykh dokladov na zasedaniyakh napravleniya v 1996-1997 gg. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki Publ., 1998. P. 159-191. (In Russ.)
5. Balakin V.L., Krikunov M.M. Analysis of control programs and flight paths of a hypersonic vehicle in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 18-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-18-26. (In Russ.)
6. Balakin V.L., Krikunov M.M. Disturbed motion of a hypersonic vehicle in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-7-20. (In Russ.)
7. Shkol'nyy E.P., Mayboroda A. *Atmosfera i upravlenie dvizheniem letatel'nykh apparatov* [Atmosphere and aircraft motion control]. Leningrad: Gidrometeoizdat Publ., 1973. 308 p.
8. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka Publ., 1983. 393 p.

ВЫБОР ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НАНОСПУТНИКА

© 2019

- И. В. Белоконов** доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ibelokonov@mail.ru
- А. В. Ивлиев** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры экологии и безопасности жизнедеятельности; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ivlievav@mail.ru
- А. М. Богатырев** ассистент межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; a.bogatyrev.19@gmail.com
- А. А. Кумарин** магистрант межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; alky_samara@mail.ru
- И. А. Ломака** аспирант межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; igormaka63@gmail.com
- С. П. Симаков** аспирант межвузовской кафедры космических исследований; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; simba1393@gmail.com

Приводятся результаты теоретического и экспериментального исследования прототипа двигательной установки, предназначенной для проведения периодической коррекции орбиты низковысотных научно-образовательных наноспутников. Для этих целей прототип двигательной установки должен обеспечить суммарную характеристическую скорость не менее 20 м/с для наноспутника формата 3U с массой, не превышающей 4,5 кг. При выборе проектного облика учитывались требования по обеспечению безопасности персонала и окружающей среды в процессе испытаний и эксплуатации двигательной установки, возможности попутного запуска ракетой-носителем семейства «Союз», а также с борта Международной космической станции. Разработана электротермическая двигательная установка, для которой в качестве рабочего тела была выбрана «незамерзающая» смесь дистиллированной воды с этиловым спиртом. Показано, что при введении в схему электропитания импульсных накопителей энергии и выделения в циклограмме полёта наноспутника достаточного времени для их заряда, стандартная бортовая система электропитания обеспечивает выдачу одного корректирующего импульса тяги за виток полёта с изменением величины скорости полёта на 0,1 м/с. Изготовленный опытный экземпляр двигателя испытан в атмосфере с укороченными «атмосферными» соплами на «безмоментном» подвесе с использованием высокоскоростной видеоаппаратуры. Измеренная величина тяги соответствовала расчётной и составляла 44 мН.

Наноспутник; электротермическая двигательная установка; коррекция орбиты; рабочее тело; тяга; прототип лётного варианта.

Цитирование: Белоконов И.В., Ивлиев А.В., Богатырев А.М., Кумарин А.А., Ломака И.А., Симаков С.П. Выбор проектного облика двигательной установки наноспутника // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 29-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-29-37

Введение

Необходимость коррекции траектории полёта низковысотных научно-образовательных наноспутников (НС) возникает при необходимости увеличения времени существования на орбите, а также при реализации группового полёта. В этом случае с учётом ограниченных возможностей НС возможна коррекция траектории полёта не чаще, чем один раз за виток, а величина одного импульса коррекции составляет не более 0,1-0,2 м/с. Наноспутники стандарта CubeSat, как правило, проектируются из условия продолжительности работы на орбите в течение от полугода до года. С учётом предполагаемого времени активной работы НС и ограниченных энергетических возможностях потребный запас характеристической скорости должен составлять не менее 20-30 м/с [1].

Разработка прототипа лётного варианта двигательной установки (ДУ), ориентированного на использование на НС формата CubeSat3U, является предметом настоящей работы. Основными ограничениями, которые следует учесть при выборе проектного облика ДУ, являются безопасность персонала и окружающей среды в процессе испытаний и эксплуатации, возможность попутного запуска ракетой-носителем семейства «Союз», а также с борта Международной космической станции.

Основные положения

Учитывая опыт разработки двигательных установок малой тяги для космического применения, в работе [1] была проанализирована возможность создания двигателя на холодном газе для НС формата CubeSat3U. Показано, что требуемые параметры по энергетике могут быть обеспечены при использовании в качестве рабочего тела (РТ) газообразного азота, хранящегося в баке под давлением 35 МПа. Высокое давление в баке представляет опасность как на этапе подготовки к запуску, так и на этапе выведения, что препятствует запуску наноспутника в качестве попутной нагрузки. Использование пропана, бутана или гидразина в качестве РТ позволяет уйти от необходимости создания высокого давления в баке и получить более высокие характеристики ДУ, однако ввиду опасности возгорания и токсичности их также нельзя использовать.

Применение воды в качестве РТ позволяет удовлетворить всем предъявляемым требованиям, но требует перехода на более сложную схему построения ДУ – электротермическую ДУ. Например, в МГТУ имени Н.Э. Баумана был разработан экспериментальный электротермический двигатель, для которого в качестве РТ был выбран этиловый спирт [2]. В работе [3] также отмечаются преимущества электротермической схемы ДУ и возможность использования воды в качестве рабочего тела. В работе [4] описана гибридная ДУ для использования на малом спутнике для обеспечения увода космического мусора с орбиты.

Традиционно вначале разрабатывается опытная ДУ, которая необходима для проверки принятых решений, уточнения требуемого конструктивного облика, устранения ошибок. Затем, с учётом экспериментальной отработки опытного экземпляра ДУ, проводится отработка прототипа лётного варианта ДУ, который предназначен для последующей лётной сертификации. Такая технология была принята при разработке ДУ для НС стандарта CubeSat.

Выбор проектных параметров

Традиционная схема опытной электротермической ДУ представлена на рис. 1. Вытеснительная подача жидкого рабочего тела из бака ДУ цилиндрической формы реализовывалась с помощью поршня и спиральных пружин, обеспечивающих избыточное давление не менее 0,05 МПа.



Рис.1. Схема опытной электротермической двигательной установки

Распределитель осуществляет дозирование и подачу РТ в нагреватель разгонных или тормозных сопел, в котором происходит испарение и перегрев пара РТ до требуемой температуры. Далее перегретые пары выбрасываются через сопла Лавала, создавая реактивную тягу.

Анализ возможных вариантов показал, что в качестве РТ предпочтительно использовать дистиллированную воду, которая ввиду малой молекулярной массы позволяет получить высокие скорости истечения пара, не токсична, обладает хорошими экологическими характеристиками. Для предотвращения её замерзания при отсутствии возможности термостатирования целесообразно добавлять этиловый спирт в пропорции, обеспечивающей незамерзание РТ (рис. 2). При этом обеспечивается безопасность и экологичность, однако требуются высокие энергозатраты на нагрев воды до температуры кипения, испарения и на перегрев пара, так как вода имеет высокую теплоту испарения и большую теплоёмкость.

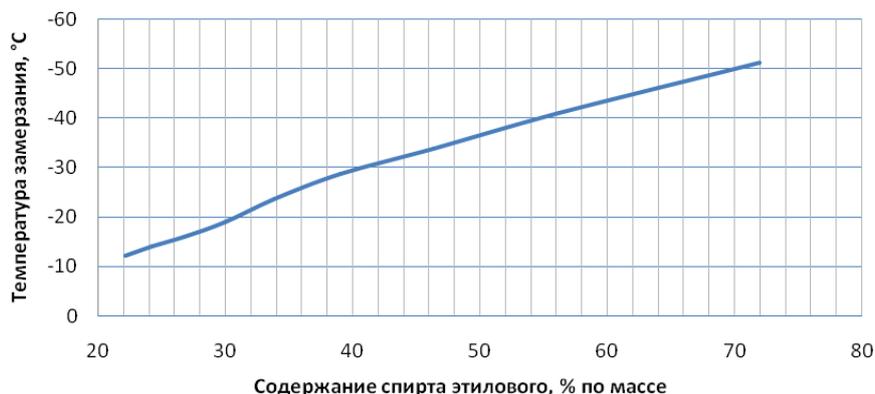


Рис. 2. Температура замерзания смеси воды дистиллированной и спирта этилового

Необходимый расход электроэнергии для обеспечения работы нагревателя электротермического двигателя при применении выбранного РТ показан на рис. 3. При этом принималась масса НС 4,5 кг, а изменение скорости полёта составляло 0,1 м/с.

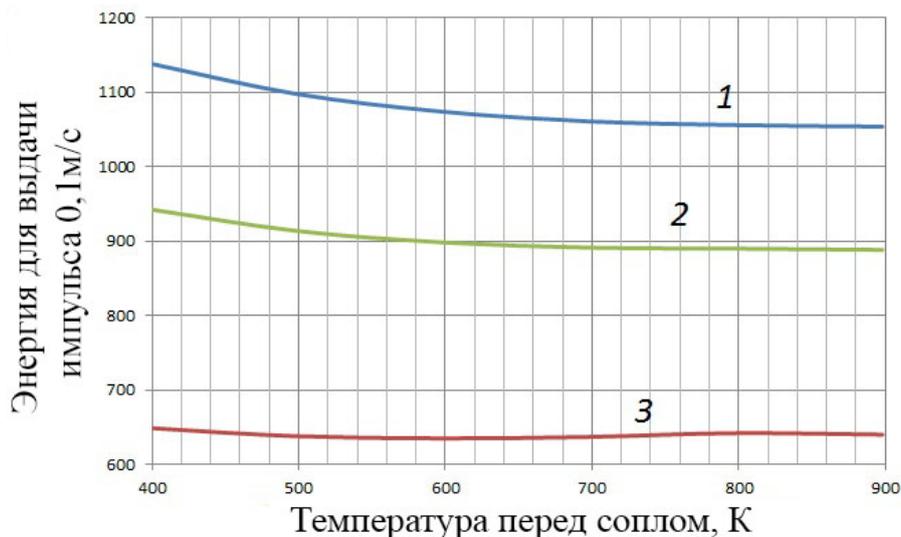


Рис. 3. Энергия в Дж, необходимая для нагрева, испарения и перегрева паров необходимой массы рабочего тела для получения корректирующего импульса 0,1 м/с: 1 – РТ вода дистиллированная; 2 – РТ смесь воды дистиллированной и 40% по массе спирта этилового; 3 – РТ спирт этиловый

В этом случае оценивалась суммарная энергия, необходимая для нагрева, испарения и перегрева пара. В течение одного импульса коррекции потребляемая электрическая мощность изменяется в несколько раз, что важно учитывать при выборе сечения проводников питания нагревателя, подбора суперконденсаторов, обеспечивающих выдачу требуемых токов, выбора силовых ключей. Небольшое снижение суммарной энергии, необходимой для выдачи одного импульса коррекции, при увеличении температуры паров перед соплом объясняется снижением необходимой массы РТ для выдачи единичного импульса коррекции в 0,1 м/с.

На рис. 4 приведены зависимости массы РТ, необходимой для выдачи единичного корректирующего импульса, от температуры перед соплом.



Рис. 4. Необходимый расход рабочего тела в граммах массы в зависимости от температуры перед соплом для получения корректирующего импульса 0,1 м/с: 1 – РТ вода дистиллированная; 2 – РТ смесь воды дистиллированной и 40% по массе спирта этилового; 3 – РТ спирт этиловый

Для снижения расхода РТ целесообразно стремиться к увеличению температуры пара перед соплом. Это также подтверждается рис. 5, на котором показано изменение величины удельного импульса рассматриваемой ДУ в зависимости от температуры пара перед соплом.

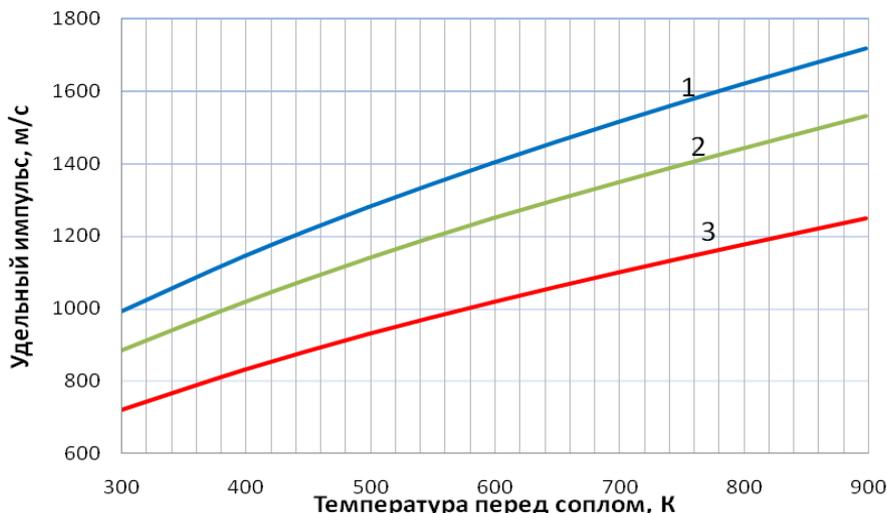


Рис. 5. Максимальная скорость истечения перегретых паров РТ (удельный импульс ДУ, в м/с), в зависимости от температуры перед соплом: 1 – РТ вода дистиллированная; 2 – РТ смесь воды дистиллированной и 40% по массе спирта этилового; 3 – РТ спирт этиловый

Было выполнено математическое моделирование баланса генерируемой и потребляемой наноспутником электроэнергии за сутки полёта, которое показало, что при проведении однократной коррекции траектории на витке средняя мощность генерации электроэнергии бортовой системы электропитания (СЭП) НС CubeSat3U в 1,1...1,5 раза превышает суммарное потребление электроэнергии всеми бортовыми системами и электротермической ДУ.

В таком случае для обеспечения работы ДУ стандартная СЭП наноспутника должна быть дополнена импульсными накопителями, которые накапливают периодически появляющиеся излишки генерации электроэнергии за относительно длительное время и отдают её за короткое время в момент выдачи корректирующего импульса тяги. В качестве таких накопителей было принято решение использовать суперконденсаторы, которые ранее не применялись в проектах наноспутников [1; 5; 6].

Конструктивная реализация опытной ДУ

Математическое моделирование и поисковые эксперименты подтвердили возможность создания опытного образца электротермического двигателя и позволили перейти к разработке его конструкции. В созданном опытном образце электротермической ДУ тяга создавалась соплами Лаваля – одним тормозным и четырьмя разгонными. Все применяемые сопла были одинаковой геометрии с диаметром критического сечения 0,4 мм, с укороченной для работы при атмосферном давлении и непрофилированной сверхзвуковой частью. Разгонные сопла были установлены на боковой поверхности носового (первого) шпангоута под углом к оси. Такая постановка разгонных сопел позволяет предотвратить потери тяги в полёте при неупругом столкновении молекул РТ с боковыми стенками НС. Тормозное сопло было установлено на переднем по полёту торце, по оси НС.

Испытания ДУ производились в составе опытного блока маневрирования НС, который в дальнейшем будем называть опытным БМНС. ДУ была смонтирована на раме НС, на которой также была смонтирована упрощённая микропроцессорная система управления двигателем, дополнительный аккумулятор, суперконденсаторы, приёмо-

передающая аппаратура. Команды передавались по радиоканалу с персонального компьютера.

В процессе испытаний была выполнена проверка работы нагревателей. Пример изменения напряжений и токов при запитывании ДУ от батареи суперконденсаторов в процессе испытаний представлен на рис. 6, 7.

Анализ результатов эксперимента позволяет сделать вывод, что в начале разряда мощность, отдаваемая суперконденсаторами на нагреватель, составляла 360 Вт, а через 30 с, перед окончанием подачи тока на нагреватель, – 40 Вт.

Определение тяги опытной ДУ выполнялось с помощью пневматического подвеса, момент трения которого был в 50...100 раз меньше, чем ожидаемый момент от импульса тяги. Тяга опытного БМНС определялась с помощью видеосъёмки и последующей обработки полученных изображений вращательного движения коромысла, установленного на пневматическом подвесе.

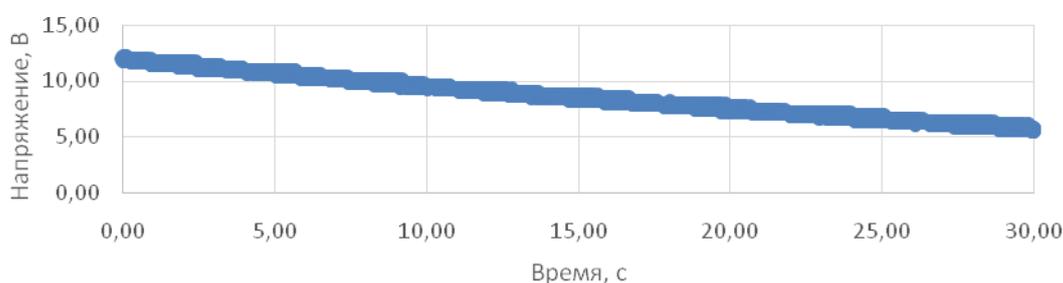


Рис. 6. Изменение напряжения при разряде батареи суперконденсаторов на нагреватель опытной ДУ в течение 30 с

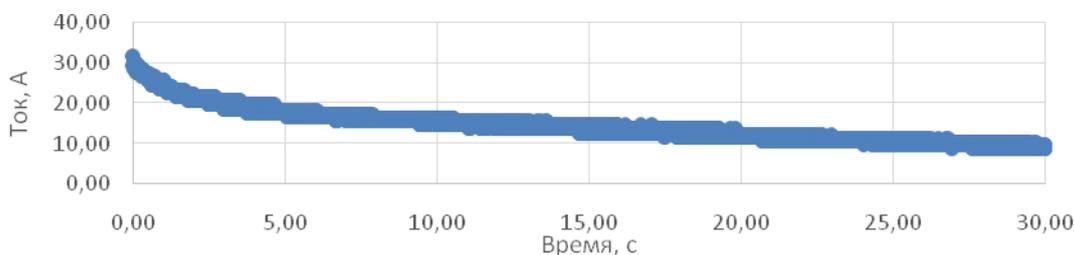


Рис. 7. Изменение тока при разряде батареи суперконденсаторов на нагреватель опытной ДУ в течение 30 с

Средняя тяга за импульс коррекции определялась из соотношения

$$Fd = \varepsilon I ,$$

где F – средняя за импульс коррекции сила тяги ДУ в Н; $d = 0,41$ м – параметр стенда (расстояние от оси вращения до точки приложения силы); ε – угловое ускорение вращающейся части стенда, возникающее в результате действия импульса тяги, определяемое из обработки изображений видеосъёмки в рад/с²; $I = 1,5142$ кг·м² – момент инерции вращающейся части стенда относительно оси вращения. Методика экспериментального определения тяги изложена в [7].

Выполненные измерения тяги при выдаче корректирующего импульса через тормозное сопло БМНС показали, что средняя тяга составляет 43 ± 2 мН. Полученный экспериментальный результат подтвердил ранее выполненное моделирование.

Приобретённый опыт позволил перейти к разработке прототипа лётного варианта электротермической ДУ.

Для выбора параметров прототипа лётного варианта электротермической ДУ были использованы результаты расчётов, приведённые на рис. 4. Одноимпульсное изменение скорости полёта НС на 0,1 м/с для выбранного РТ при температуре перегретого пара 500 К требует затраты массы 0,4 г РТ (рис. 4). Тогда для получения запаса характеристической скорости не менее 20 м/с потребуется более 200 корректирующих импульсов с суммарным расходом массы РТ, равным 80 г.

Концепция наноспутниковой платформы SamSat формата CubeSat3U, разработанной в Самарском университете [8], предполагает размещение обеспечивающих бортовых систем в объёме 1U. Тогда, в предположении размещения полезной нагрузки в пределах (0,5-1)U, для ДУ может быть выделен объём, эквивалентный (1-1,5)U. В таких габаритах ёмкость бака РТ составляет порядка $1,70 \times 10^{-4} \text{ м}^3$. При минимальной плотности РТ, равной 940 кг/м^3 , запас РТ в баке равен примерно 160 г. Этого достаточно для выдачи 400 корректирующих импульсов, при этом запас характеристической скорости составит около 40 м/с, которого вполне хватает для решения большинства задач, связанных с маневрированием НС.

Для управления БМНС разработана специализированная микропроцессорная система управления (МСУ). В состав МСУ входит электронная плата с микропроцессором, установленная в блоке обеспечивающих систем, а также две дополнительные сильноточные платы, которые из соображений обеспечения электромагнитной совместимости расположены непосредственно в блоке ДУ и включают в себя контроллер электроклапана, зарядное устройство, устройство балансировки и силовые ключи. Включение в состав МСУ датчика давления и термопары позволяет контролировать и управлять функционированием ДУ в полёте. Эти данные должны быть включены в телеметрическую информацию, передаваемую с борта НС на Землю.

В настоящее время смонтированный и проверенный на функционирование прототип лётного варианта ДУ подготовлен для проведения автономных наземных испытаний, включая измерение тяги в вакууме.

Последующую лётную сертификацию электротермической ДУ предполагается провести в составе разрабатываемого наноспутника SamSat-M [8].

Заключение

Обоснован проектный облик двигательной установки наноспутника с электротермическим двигателем, использующим жидкое рабочее тело – дистиллированная вода с добавкой этилового спирта для обеспечения незамерзаемости. Расчёты основных характеристик выбранного варианта двигательной установки показали возможность и перспективность создания её опытного образца, а испытания в атмосферных условиях прототипа подтвердили результаты моделирования.

Впервые было предложено использование в электротермических ДУ суперконденсаторов для достижения высоких скоростей истечения рабочего тела, эффективность которого была подтверждена результатами испытаний.

Предложенный прототип блока маневрирования для наноспутников позволит существенно расширить их область применения на низких орбитах, в том числе для миссий, связанных с обеспечением группового полёта.

Библиографический список

1. Belokonov I., Ivliev A. Development of a propulsion system for a maneuvering module of a low-orbit nanosatellite // Procedia Engineering. 2017. P. 366-372. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.03.317

2. Павлов А.М., Попов А.С. Термоэлектрический двигатель для малых и сверхмалых космических аппаратов // Наука и образование. 2012. № 11. С. 207-216. DOI: 10.7463/1112.0492149

3. Leslabay P., Lauretta R., Pedreira P. The ResistoJet as a simple and cost-effective propulsion system for nano- and microsatellites // 1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites: Advanced Technologies and Distributed Systems (March 7-10, 2017).

4. Deluca L.T., Bernelli F., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Pavarin D., Francesconi A., Branz F., Chiesa S., Viola N., Bonnal C., Trushlyakov V., Belokonov I. Active space debris removal by a hybrid pro-pulsion module // Acta Astronautica. 2013. V. 91. P. 20-33. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.04.025

5. Alkali M., Edries M.Y., Khan A.R., Masui H., Cho M. Design considerations and ground testing of electric double-layer capacitors as energy storage components for nanosatellites // Journal of Small Satellites. 2015. V. 4, no. 2. P. 387-405.

6. Kumarin A.A., Kudryavtsev I.A. Modelling the EDLC-based power supply module for a maneuvering system of a nanosatellite // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. V. 302. DOI: 10.1088/1757-899x/302/1/012044

7. Симаков С.П., Щербаков М.С. Метод стендовых испытаний микросопел двигательной установки наноспутника, основанный на результатах обработки видеоизображений // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 5 (104). С. 119-129.

8. Belokonov I.V., Avariaskin D.P. Project of the technology testing of the formation flight of low-orbit nanosatellites // Advances in the Astronautical Sciences. 2018. V. 163. P. 657-663.

SELECTION OF PROJECT STRUCTURE FOR NANOSATELLITE PROPULSION SYSTEM

© 2019

- I. V. Belokonov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Inter-University Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ibelokonov@mail.ru
- A. V. Ivliev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor
of the Department of Ecology and Life Safety;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ivlievav@mail.ru
- A. M. Bogatyrev** Assistant Lecturer of the Inter-University Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
a.bogatyrev.19@gmail.com
- A. A. Kumarin** Master's Degree Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
alky_samara@mail.ru
- I. A. Lomaka** Postgraduate Student of the Inter-University Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
igormaka63@gmail.com
- S. P. Simakov** Postgraduate Student of the Inter-University Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
simba1393@gmail.com

This paper presents the results of theoretical and experimental research of a prototype of a propulsion system for periodical low-Earth orbit correction of research-and-educational nanosatellites. For that purpose, the prototype is to provide at least 20 m/s relative velocity for a 3U CubeSat with a mass not exceeding 4.5 kg. The personnel and environment safety were taken into account during testing and operation along with the ability to be launched as an associated payload by a “Soyuz”-series launch

vehicle or from the ISS. An electro-thermal propulsion system (ResistoJet) was designed with “nonfreezing” mixture of ethanol and distilled water used as the working fluid. It is shown that a standard vehicle power system is capable of initiating one corrective thrust impulse per orbit with flight velocity change of about 0.1 m/s by introducing pulse energy storage units and allocating sufficient time for their charging in the flight profile. The propulsion system prototype was tested in atmospheric conditions. For that purpose shortened “atmospheric” nozzles were used. Testing was carried out using a zero-torque test-bench with high-speed cameras. The measured thrust value was in agreement with the calculated value of 44 mN.

Nanosatellite; ResistoJet propulsion system; orbit correction; working fluid; thrust; flight prototype.

Citation: Belokonov I.V., Ivliev A.V., Bogatyrev A.M., Kumarin A.A., Lomaka I.A., Simakov S.P. Selection of project structure for nanosatellite propulsion system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 29-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-29-37

References

1. Belokonov I., Ivliev A. Development of a propulsion system for a maneuvering module of a low-orbit nanosatellite. *Procedia Engineering*. 2017. P. 366-372. DOI: 10.1016/j.proeng.2017.03.317
2. Pavlov A.M., Popov A.S. Thermo-electrical motor for small and xsmall space vehicles. *Science and Education*. 2012. No. 11. P. 207-216. DOI: 10.7463/1112.0492149. (In Russ.)
3. Leslabay P., Lauretta R., Pedreira P. The ResistoJet as a simple and cost-effective propulsion system for nano- and microsatellites. *1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites: Advanced Technologies and Distributed Systems (March 7-10, 2017)*.
4. Deluca L.T., Bernelli F., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Pavarin D., Francesconi A., Branz F., Chiesa S., Viola N., Bonnal C., Trushlyakov V., Belokonov I. Active space debris removal by a hybrid pro-pulsion module. *Acta Astronautica*. 2013. V. 91. P. 20-33. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.04.025
5. Alkali M., Edries M.Y., Khan A.R., Masui H., Cho M. Design considerations and ground testing of electric double-layer capacitors as energy storage components for nanosatellites. *Journal of Small Satellites*. 2015. V. 4, no. 2. P. 387-405.
6. Kumarin A.A., Kudryavtsev I.A. Modelling the EDLC-based power supply module for a maneuvering system of a nanosatellite. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. V. 302. DOI: 10.1088/1757-899x/302/1/012044
7. Simakov S.P., Shcherbakov M.S. Method of testing micronozzles of the propulsion unit of a nanosatellite based on the results of image processing. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2018. No. 5. C. 119-129. (In Russ.)
8. Belokonov I.V., Avariaskin D.P. Project of the technology testing of the formation flight of low-orbit nanosatellites. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2018. V. 163. P. 657-663.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЦИОНАЛЬНОЙ СХЕМЫ ОБРАБОТКИ ОТВЕТСТВЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В МАГНИТОРЕОЛОГИЧЕСКИХ СРЕДАХ МЕТОДОМ ЭКСПЕРТНОЙ ОЦЕНКИ

© 2019

- А. Г. Бойцов** доктор технических наук, заведующий кафедрой «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); agboytsov@mail.ru
- С. В. Курилович** аспирант кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); gdr1111@yandex.ru
- В. В. Курицына** кандидат технических наук, доцент кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); kuritzynav@mail.ru
- М. В. Силуянова** доктор технических наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); dc2mati@yandex.ru

Рассмотрены базовые схемы, особенности и преимущества магнитно-абразивной обработки. Даны общие сведения о рабочих средах для магнитно-абразивной обработки, составы ферроабразивных порошков и достигаемые их применением шероховатости обработанных поверхностей, проанализирован процесс формирования рабочего слоя. Приводится классификация схем магнитно-абразивной обработки от типа используемого магнитного индуктора, их преимущества и недостатки. Показано, что принципиальная схема магнитно-абразивной обработки, вид и дисперсность абразивной среды назначаются в зависимости от конкретных условий обработки и требований к состоянию поверхностного слоя, а выбор типа магнитного индуктора не столь очевиден, поскольку каждый из них имеет свои преимущества и недостатки. Представлена методика процедур экспертного оценивания при выборе приемлемой схемы магнитного индуктора из ряда альтернативных вариантов для использования в магнитно-абразивной обработке. Методика экспертного оценивания апробирована на примере работы группы экспертов из представителей науки и производства. Показано, что рациональной схемой магнитно-абразивной обработки по типу используемого индуктора является схема с электромагнитным индуктором постоянного тока. Это обусловлено простотой регулирования процесса и расширением технологических возможностей, применимостью для широкого круга задач, решаемых магнитно-абразивной обработкой. Схемы магнитно-абразивной обработки на постоянных магнитах могут рассматриваться как альтернатива схемам с постоянными магнитами.

Магнитно-абразивная обработка; отделочная обработка; экспертная оценка.

Цитирование: Бойцов А.Г., Курилович С.В., Курицына В.В., Силуянова М.В. Определение рациональной схемы обработки ответственных деталей газотурбинного двигателя в магнито-реологических средах методом экспертной оценки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 38-47. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-38-47

Введение

Поскольку состояние поверхностного слоя в значительной степени определяют эксплуатационные свойства отдельных деталей и узлов, улучшение качества поверхностного слоя ответственных деталей и агрегатов газотурбинного двигателя является одной из важнейших задач современного российского авиастроения. При этом окончательные свойства поверхности являются результатом технологического воздействия на деталь в процессе её изготовления, в особенности на финишных операциях. Для решения этой задачи можно использовать способ обработки деталей ферромагнитным абразивным порошком под действием магнитного поля. Данный метод получил название – магнитно-абразивная обработка (МАО). Он позволяет получать параметры шероховатости Ra до 0,01 мкм и снижение волнистости в 8-10 раз [1].

Магнитно-абразивная обработка, общие сведения, классификация и рабочие среды

МАО объединяет группу технологий, в которых используется рабочая абразивная среда, обладающая магнитными свойствами. В роли рабочей среды применяют ферромагнитный абразивный порошок или однородно смешанные абразивные и ферромагнитные частицы, например магнитореологические суспензии (рис. 1).

Рабочая среда под воздействием магнитного поля изменяет свою плотность и вязкость, что приводит к образованию так называемой магнитно-абразивной «щётки», которая обеспечивает удаление материала. Регулирование плотности среды и её давления на обрабатываемую поверхность выполняется изменением величины магнитного потока.

Некоторые другие, часто применяемые схемы МАО, показаны на рис. 2.

Отделочная обработка поверхностей с помощью магнитно-реологических абразивных суспензий имеет ряд преимуществ по сравнению с другими методами финишной обработки:

- вязкость рабочей среды, определяющую давление абразивных частиц на обрабатываемую поверхность, можно в широком диапазоне регулировать изменением величины магнитного поля;
- эффективное охлаждение зоны обработки;
- высокая производительность с обеспечением минимальной шероховатости вплоть до нанометрического уровня.

Благодаря своим положительным качествам метод МАО получил широкий спектр применения. МАО используют при изготовлении линз и других элементов оптических систем, обработки поверхностей деталей прецизионных пар трения гидропневмоагрегатов, доводки рабочих кромок инструмента, обработки изделий из керамики, сапфира, кубического нитрида бора и других твёрдых и сверхтвёрдых материалов, снятия заусенцев и скругления кромок. Кроме того, её применяют для выполнения операций очистки поверхностей и удаления оксидных плёнок.

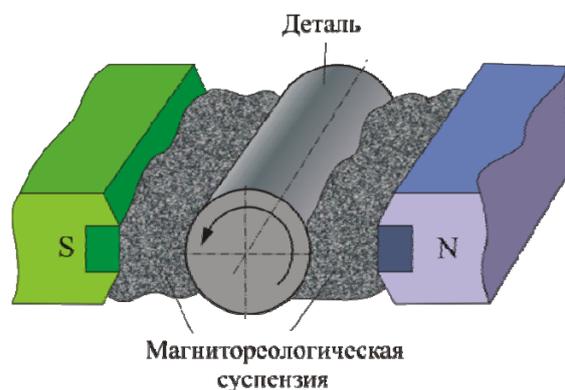


Рис. 1. Магнитно-абразивная обработка наружных поверхностей вращения

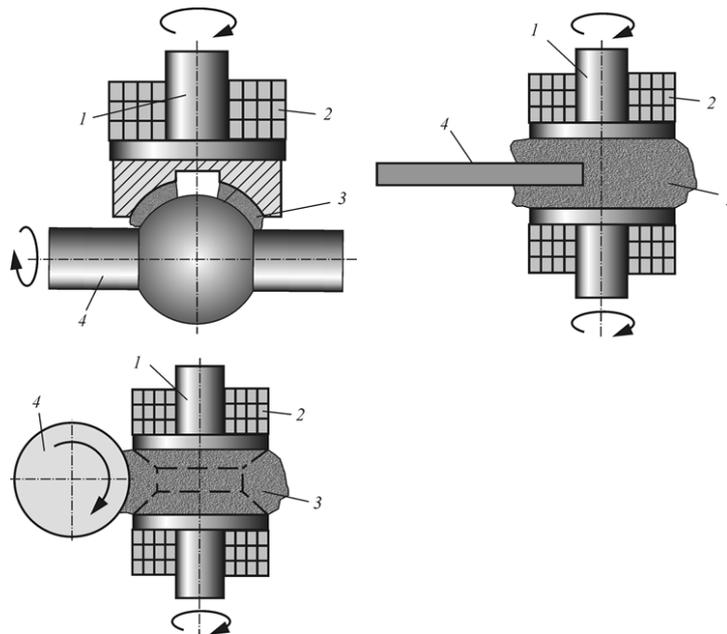


Рис. 2. Схемы MAO, применяемые для обработки различных поверхностей:
 1 – сердечник электромагнита; 2 – катушка электромагнита;
 3 – магнитно-абразивная среда; 4 – обрабатываемая заготовка

Процесс формирования рабочего слоя при MAO заключается в следующем. При наложении магнитного поля частицы магнитного порошка взаимодействуют между собой и выстраиваются вдоль силовых линий магнитного поля (рис. 3), создавая тем самым гибкую магнитно-абразивную «щётку» [2]. В результате формируется рабочий слой с жёсткостью, регулируемой величиной магнитного поля, содержащий дисперсные абразивные частицы, полирующие поверхность.

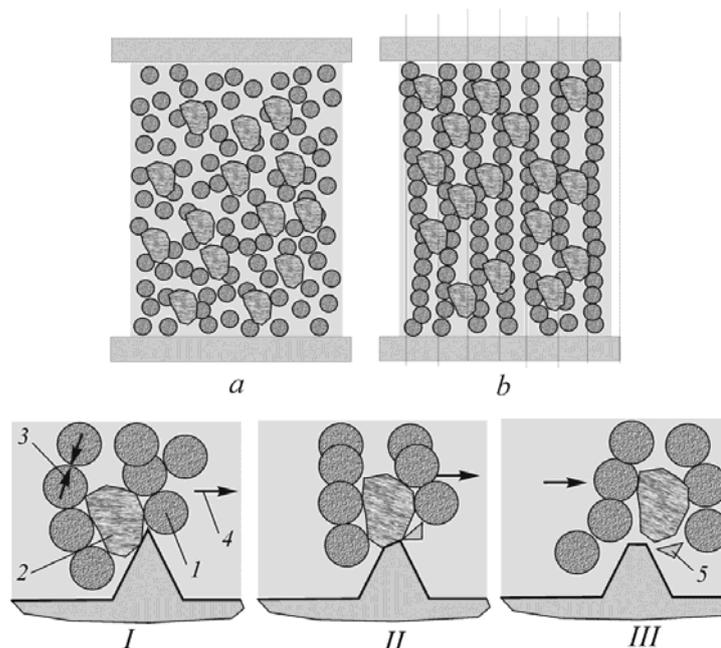


Рис. 3. «Выстраивание» магнитных частиц при наложении магнитного поля и стадии удаления неровности при использовании магнитно-абразивных суспензий:
 1 – магнитные частицы; 2 – абразивные частицы; 3 – взаимодействие между частицами;
 4 – направление движения частиц; 5 – удалённый материал

В настоящее время общепризнано классифицировать схемы МАО по трём функциональным признакам:

- по функциональному назначению магнитного поля;
- по форме обрабатываемых поверхностей;
- по типу используемого магнитного индуктора.

Классификация МАО представлена в табл. 1.

Таблица 1. Классификация магнитно-абразивной обработки

По функциональному назначению магнитного поля	По форме обрабатываемых поверхностей	По типу используемого магнитного индуктора
<p>I – магнитное поле формирует из порошковой ферромагнитной абразивной массы режущий инструмент с управляемой жёсткостью и создаёт силы резания</p> <p>II – магнитное поле формирует из порошковой ферромагнитной абразивной массы режущий инструмент с управляемой жёсткостью, создаёт силы резания и сообщает режущему инструменту движения резания</p> <p>III – магнитное поле сообщает силы и движения резания несформированной массе ферромагнитного абразивного порошка</p> <p>IV – магнитное поле сообщает необходимые для резания движения непосредственно заготовке или абразивному инструменту</p> <p>V – магнитное поле в зоне обработки интенсифицирует или улучшает качественные характеристики существующих абразивных способов обработки</p>	<p>A – схемы обработки наружных поверхностей вращения</p> <p>Б – схемы обработки внутренних поверхностей вращения</p> <p>В – схемы обработки плоскостей и линейчатых фасонных поверхностей</p> <p>Г – схемы обработки трёхмерных фасонных поверхностей</p>	<p>1 – схемы с электромагнитными индукторами постоянного тока</p> <p>2 – схемы с электромагнитными индукторами переменного тока</p> <p>3 – схемы с электромагнитными индукторами трёхфазного тока</p> <p>4 – схемы с индукторами на постоянных магнитах</p>
Каждой схеме МАО присваивается шифр согласно вышеуказанной классификации, например: I-A-1.		

В процессе получения ферромагнитных абразивных порошков увлажнённое порошковое железо смешивается с абразивным порошком и связующим [3]. Полученную смесь перемешивают до получения гомогенной структуры и нагревают для дегидратации композиции. Формируют ферромагнитный порошок с необходимым размером зёрен путём протирания через соответствующие калибровочные сита [4; 5].

Некоторые составы порошков и значения шероховатости, получаемые при их использовании, приведены в табл. 2.

Таблица 2. Составы ферроабразивных порошков для магнитно-абразивной обработки

Состав	Зернистость порошка, мкм	Параметры шероховатости, мкм
20-30% 32A + 80-70%Fe Зернистость 32A – 60 мкм	250	0,16
	200	0,08
	100	0,063
	60	0,05
20-30% 32A + 80-70%Fe Зернистость 32A – 40 мкм	250	0,08
	200	0,063
	100	0,05
	60	0,04
20-30% 32A + 80-70%Fe Зернистость 32A – 20 мкм	250	0,063
	200	0,05
	100	0,04
	60	0,032

Принципиальная схема МАО, вид и дисперсность абразивной среды назначаются в зависимости от конкретных условий обработки и требований к состоянию поверхностного слоя, а выбор типа магнитного индуктора не столь очевиден, поскольку каждый из них имеет свои преимущества и недостатки (табл. 3).

От выбора типа магнитного индуктора при МАО зависят параметры создаваемого им магнитного поля, плотность и вязкость рабочей среды, создание магнитно-абразивной «щётки» [6;7], а следовательно производительность и качество обработки. Для выбора рационального типа магнитного индуктора при создании промышленной установки МАП была проведена научно-техническая экспертиза средствами метода экспертных оценок.

Таблица 3. Преимущества и недостатки схем МАО по типу магнитного индуктора

	Схемы с электромагнитными индукторами постоянного тока	Схемы с электромагнитными индукторами переменного тока	Схемы с электромагнитными индукторами трёхфазного тока	Схемы с индукторами на постоянных магнитах
Преимущества	Возможность регулирования напряжённости магнитного поля	Возможность регулирования напряжённости магнитного поля	Возможность формирования вращающегося магнитного поля для перемещения магнитно-абразивной среды	Стабильность магнитного поля. Нет необходимости в электропитании (энергоэффективность)
Недостатки	Дополнительные элементы для преобразования постоянного тока в переменный	Специальные конструкции индукторов с демпфирующими витками для предотвращения вибраций	Сложность и высокая стоимость реализации схемы	Необходимость в дорогостоящих профилированных магнитах (альнико, самарий-кобальтовые ферриты и др.). Сложность удаления абразива с поверхностей магнита

Экспертная оценка схем МАО по типу используемых магнитных индукторов

В формируемую группу экспертов для проведения экспертизы были приглашены компетентные и имеющие опыт работы по МАО представители науки, производства и высшего образования. В табл. 4 представлен состав экспертной группы с учётом коэффициента квалификации i -го эксперта – p_i (принято, что оценка зависит от учёной степени эксперта) и коэффициента значимости «веса» i -го эксперта – k_i (принято, что оценка зависит от стажа работы в исследуемой области).

Таблица 4. Состав экспертной группы

Номер, j	Эксперт	Коэффициент квалификации эксперта		Коэффициент значимости (вес) эксперта	
		абсолютная оценка, p_i	относительная оценка, p'_i	абсолютная оценка, k_i	относительная оценка, k'_i
1	Эксперт 1	80	0,26	60	0,22
2	Эксперт 2	100	0,32	90	0,33
3	Эксперт 3	80	0,26	70	0,26
4	Эксперт 4	50	0,16	50	0,19
Сумма		310	1	270	1

В процессе формирования массива критериев [8] в подсистеме организации экспертизы учитываются: функциональные показатели качества (технологические возможности и широта области схемы, качество получаемой поверхности (шероховатость, волнистость и др.)), технологические показатели (удельная магнитная сила, надёжность индуктора, кинематическая простота установки), эргономические и экономические показатели (стоимость реализации установки, энергоёмкость, расход ферромагнитного абразивного порошка (материалоёмкость)):

$$A = \frac{\sum_{i=1}^n a_i p_i k_i}{\sum_{i=1}^n p_i k_i}. \quad (1)$$

Для обобщённой оценки (A) необходимо собрать оценки, данные i -м экспертом каждой схеме МАО по каждому из критериев (a_i), и провести расчёт по формуле (1) с учётом коэффициентов квалификации и значимости экспертов [9;10]:

$$W = \frac{12S}{n^2(M^3M)}, \quad (2)$$

где S – сумма квадратов отклонений всех оценок рангов каждого объекта экспертизы от среднего значения; n – число экспертов; M – количество критериев объекта экспертизы.

Согласованность экспертов оценивалась методом ранговой корреляции с ранжированием критериев по важности всеми экспертами [11]. Степень согласованности мнений экспертов в теории ранговой корреляции выражается через коэффициент конкордации (коэффициент согласованности мнений экспертов) (2) [12].

Интегральная (комплексная) оценка технологических альтернатив [13;14] рассчитывалась по формуле:

$$Q_m = \sum_j f'_{jm}.$$

Здесь f'_{jm} – показатель качества сравниваемых вариантов m по каждому j -му критерию, определяемый по формуле:

$$f'_{jm} = F_{jm} a'_j,$$

где F_{jm} – удовлетворение m -го варианта решения степени удовлетворения требований по каждому j -му критерию; q'_j – значимость (важность) j -го критерия.

Результаты интегральной экспертной оценки выбора типа магнитного индуктора для создания приемлемой схемы МАО представлены в табл. 5.

Таблица 5. Значения интегральной оценки

Тип индуктора	Q_m
Электромагнитный индуктор постоянного тока	55,41
Электромагнитный индуктор переменного тока	49,26
Электромагнитный индуктор трёхфазного тока	52,19
Индуктор на постоянных магнитах	54,36

Заключение

Рассмотрена методика процедур экспертного оценивания при выборе приемлемой схемы магнитного индуктора из ряда альтернативных вариантов. Методика апробирована при работе группы экспертов из представителей науки и производства, занимающихся вопросами МАО. Показано, что рациональной схемой магнитно-абразивной обработки по типу используемого индуктора является схема с электромагнитным индуктором постоянного тока, что обусловлено простотой регулирования параметров процесса МАО и широтой возможностей по применению его в различных типах оборудования для магнитно-абразивной обработки.

Библиографический список

1. Сакулевич Ф.Ю. Основы магнитно-абразивной обработки. Минск: Наука и техника, 1981. 328 с.
2. Сакулевич Ф.Ю., Минин Л.К., Олендер Л.А. Магнитно-абразивная обработка точных деталей. Минск: Высшая школа, 1977. 287 с.
3. Барон Ю.М. Магнитно-абразивная и магнитная обработка изделий и режущих инструментов. Л.: Машиностроение, 1986. 176 с.
4. Матюха П.Г., Бурдин А.В. Современные тенденции развития магнитно-абразивной обработки // Научные труды Донецкого национального технического университета. 2009. № 6. С. 166-173.
5. Хомич Н.С. Магнитно-абразивная обработка изделий. Минск: БНТУ, 2006. 218 с.
6. Kumar H., Singh S., Kumar P. Magnetic abrasive finishing- a review // International Journal of Engineering Research and Technology. 2013. V. 2, Iss. 3.
7. Lin C.-T., Yang L.-D., Chow H.-M. Study of magnetic abrasive finishing in free-form surface operations using the Taguchi method // International Journal of Advance Manufacturing Technology. 2007. V. 34, Iss. 1-2. P. 122-130. DOI: 10.1007/s00170-006-0573-8
8. Jain V.K., Kumar P., Behera P.K., Jayswal S.C. Effect of working gap and circumferential speed on the performance of magnetic abrasive finishing process // Wear. 2001. V. 250, Iss. 1-12. P. 384-390. DOI: 10.1016/s0043-1648(01)00642-1

9. Бойцов А.Г., Курицына В.В., Дудаков В.Б. Научно-техническая экспертиза инновационных проектов и решений: учеб. пособие. М.: Щербинская типография, 2017. 274 с.

10. Силуянова М.В., Курицына В.В., Иосифов П.А. Стратегии, методы и модели управления технологическим развитием производств авиационно-космического машиностроения. М.: МАИ, 2016. 158 с.

11. Силуянова М.В., Курицына В.В. Инструментальные средства технологического аудита в многовариантных задачах управления наукоёмким производством // Технологии техносферной безопасности. 2016. № 1 (65). С. 226-235.

12. Курицына В.В., Силуянова М.В. Автоматизация процедур технологического менеджмента в производстве авиакосмической техники // СТИН. 2017. № 9. С. 5-11.

13. Курицына В.В., Силуянова М.В., Сильченко О.Б. Автоматизация процедур технологической экспертизы в принятии производственных решений // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72, № 5. С. 199-207.

14. Силуянова М.В., Курицына В.В., Бойцов А.Г. Модели и методы технологического аудита наукоёмких производств. М.: МАИ, 2017. 158 с.

DETERMINING A RATIONAL SCHEME OF MACHINING OF GAS TURBINE ENGINE ESSENTIAL PARTS IN MAGNETORHEOLOGICAL ENVIRONMENTS BY THE METHOD OF EXPERT ASSESSMENT

© 2019

A. G. Boytsov Doctor of Science (Engineering), Head of Department;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
agboytsov@mail.ru

S. V. Kurilovich Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
gdr1111@andex.ru

V. V. Kuritsyna Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
kuritzynav@mail.ru

M. V. Siluyanov Doctor of Science (Engineering), Professor;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
dc2mati@yandex.ru

The paper examines the basic schemes, features and advantages of magnetic abrasive machining. In this work we provide information on working environments for magnetic abrasive machining, compositions of ferro-abrasive powders and roughness of the surfaces achieved by their application; the process of forming the working layer is also analyzed. A classification of magnetic abrasive machining schemes according to the type of the magnetic inductor used, as well as their advantages and disadvantages are discussed. It is shown that the basic scheme of magnetic abrasive machining, the kind and dispersion of the abrasive medium, are assigned depending on the specific machining conditions and the requirements for the surface layer condition, whereas the choice of the type of the magnetic inductor is not so obvious, since each of the types has its advantages and disadvantages. An expert assessment procedure in choosing an acceptable magnetic-inductor scheme from a number of alternatives for use in magnetic abrasive machining is presented. The method of expert assessment was tested drawing on the example of the work of a group of experts formed by representatives of science

and industry. It is shown that the direct-current electromagnetic inductor scheme is a rational scheme of magnetic abrasive machining according to the type of inductor used. This is due to the simplicity of process control and the expansion of technological capabilities, applicability for a wide range of problems solved by magnetic abrasive machining. Permanent-magnet magnetic abrasive schemes can be considered as an alternative to permanent-magnet ones.

Magnetic abrasive machining; final treatment; expert assessment.

Citation: Boytsov A.G., Kurilovich S.V., Kuritsyna V.V., Siluyanov M.V. Determining a rational scheme of machining of gas turbine engine essential parts in magnetorheological environments by the method of expert assessment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 38-47. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-38-47

References

1. Sakulevich F.Yu. *Osnovy magnitno-abrazivnoy obrabotki* [Basics of magnetic abrasive processing]. Minsk: Nauka i Tekhnika Publ., 1981. 328 p.
2. Sakulevich F.Yu., Minin L.K., Olender L.A. *Magnitno-abrazivnaya obrabotka tochnykh detaley* [Magnetic abrasive machining of precision parts]. Minsk: Vysshaya Shkola Publ., 1977. 287 p.
3. Baron Yu.M. *Magnitno-abrazivnaya i magnitnaya obrabotka izdeliy i rezhushchikh instrumentov* [Magnetic abrasive and magnetic machining of products and cutting tools]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1986. 176 p.
4. Matjuha P.G., Burdin A.V. Actual advance directions of magnetic-abrasive machining. *Nauchnye Trudy Donetskogo Natsional'nogo Tekhnicheskogo Universiteta*. 2009. No. 6. P. 166-173. (In Russ.)
5. Khomich N.S. *Magnitno-abrazivnaya obrabotka izdeliy* [Magnetic abrasive machining of products]. Minsk: Belarusian National Technical University Publ., 2006. 218 p.
6. Kumar H., Singh S., Kumar P. Magnetic abrasive finishing- a review. *International Journal of Engineering Research and Technology*. 2013. V. 2, Iss. 3.
7. Lin C.-T., Yang L.-D., Chow H.-M. Study of magnetic abrasive finishing in free-form surface operations using the Taguchi method. *International Journal of Advance Manufacturing Technology*. 2007. V. 34, Iss. 1-2. P. 122-130. DOI: 10.1007/s00170-006-0573-8
8. Jain V.K., Kumar P., Behera P.K., Jayswal S.C. Effect of working gap and circumferential speed on the performance of magnetic abrasive finishing process. *Wear*. 2001. V. 250, Iss. 1-12. P. 384-390. DOI: 10.1016/s0043-1648(01)00642-1
9. Boytsov A.G., Kuritsyna V.V., Dudakov V.B. *Nauchno-tekhnicheskaya ekspertiza innovatsionnykh proektov i resheniy: ucheb. posobie* [Strategies, methods and models of managing technological development of aerospace engineering facilities]. Moscow: Shcherbinskaya Tipografiya Publ., 2017. 274 p.
10. Siluyanov M.V., Kuritsyna V.V., Iosifov P.A. *Strategii, metody i modeli upravleniya tekhnologicheskim razvitiem proizvodstv aviatsionno-kosmicheskogo mashinostroeniya* [Strategies, methods and models of managing technological development of aerospace engineering facilities]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2016. 158 p.
11. Siluyanov M.V., Kuritsyna V.V. Instrumental means of technology audit in multivariate problems of high-tech industries. *Technology of Technosphere Safety*. 2016. No. 1 (65). P. 226-235. (In Russ.)
12. Kuritsyna V.V., Siluyanov M.V. Automated management in aerospace production. *Russian Engineering Research*. 2018. V. 38, Iss. 3. P. 201-207. DOI: 10.3103/s1068798x18030085

13. Kuritsyna V.V., Siluyanova M.V., Silchenko O.B. Automation of procedures for technological expertise at production decisionmaking. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*. 2018. V. 72, no 5. P. 199-207. (In Russ.)

14. Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V., Boytsov A.G. *Modeli i metody tekhnologicheskogo audita naukoemkikh proizvodstv* [Models and methods of technology audit of high-tech industries]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2017. 158 p.

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ ДЕТОНАЦИИ В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ

© 2019

- А. В. Григорьев** генеральный конструктор;
АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru
- О. А. Рудаков** кандидат технических наук, доцент, научный консультант;
АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru
- А. В. Соловьева** заместитель главного конструктора по перспективным научно-исследовательским работам;
АО «ОДК-Климов», г. Санкт-Петербург;
klimov@klimov.ru

Представлен метод расчёта с использованием газодинамических функций параметров детонации в одномерном потоке идеального газа за ударной волной, распространяющейся по химически активной горючей смеси в канале постоянного сечения, в котором равнодействующая нормальных сил давления, действующих на его боковую поверхность, равна нулю. Стабилизация ударной волны обеспечивается наступлением теплового кризиса при подводе теплоты сгорания горючей смеси к газу за волной. При этом значение приведённой скорости продуктов сгорания равно критическому. Решение уравнения полного импульса с учётом показанных выше особенностей течения потока в канале постоянного сечения устанавливает однозначную связь приведённой скорости стационарной ударной волны со степенью повышения температуры газа за ней, что даёт возможность определить все параметры детонации. Ударная волна может быть инициирована взрывом взрывчатого вещества и несёт в себе огромный энергетический заряд. Показано, что ударная волна может быть получена только в том случае, если источник слабых возмущений сам движется со сверхзвуковой скоростью. Показано, что за скачком уплотнений очень сильно уменьшается полное давление и растёт энтропия из-за волновых потерь, но при этом существенно возрастает статическое давление. Дано объяснение этому явлению. Выведена формула для расчёта степени повышения температуры газа как функции приведённой скорости ударной волны, теплоты сгорания горючей смеси и коэффициента использования теплоты, который характеризует диссоциацию продуктов сгорания и потери теплоты через стенку канала при заданных начальных условиях. Достоверность метода расчёта детонации подтверждена экспериментально. Работа актуальна для оценки эффективности детонационного двигателя.

Двигатель; детонация; расчёт; ударная волна; газодинамическая функция.

Цитирование: Григорьев А.В., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Газодинамический расчёт детонации в канале постоянного сечения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 48-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-48-58

Введение

Для суждения об эффективности использования ударных волн для создания реактивной тяги двигателя необходимо знание параметров детонации. Целью работы является разработка и обоснование методики газодинамического расчёта параметров детонации с помощью уравнений газовой динамики для одномерного потока идеального газа в канале постоянного сечения (в трубе), где равнодействующая нормальных и касательных сил по боковой поверхности канала с учётом силы трения – сила тяги – равна нулю.

Детонация

Детонация есть распространение ударной волны по химически активному газу в канале постоянного сечения, стационарность которой обеспечивается наступлением теплового кризиса при подводе теплоты химических реакций к дозвуковому потоку за волной [1]. При этом приведённая скорость продуктов сгорания примет значение $\lambda_3 = 1$ (на значении $\lambda_3 = 1$ базируется постулат Чепмена–Жуге). В работе [2] процесс детонации назван «детонационным горением».

Термодинамическая модель детонации состоит в том, что прямой скачок уплотнений всегда предшествует зоне химических реакций [2].

Детонационная волна является двухслойной [3]. Первый слой представляет собой адиабатическую ударную волну, при прохождении через которую газ сильно разогревается и воспламеняет горючую смесь. В указанной работе сказано, что «... процесс горения при детонации, как и при медленном горении, протекает в дозвуковой части газового потока». Во втором слое протекает химическая реакция с подводом теплоты в дозвуковом потоке при постоянном давлении. Количество теплоты при сгорании единицы смеси $q = C_p \Delta T^*$.

Процесс детонации, начавшийся со взрыва ВВ (взрывчатое вещество), непрерывно ослабевает до тех пор, пока скорость распространения взрывной волны не снизится до минимального значения, отвечающего наступлению теплового кризиса в зоне подвода теплоты в канале постоянного сечения.

С этого момента распространение детонационной волны (стационарной прямой ударной волны) приобретает устойчивый характер и устанавливаются стационарные значения приведённых скоростей потока λ_1 , $\lambda_2 = 1/\lambda_1$, $\lambda_3 = 1$ (рис. 1).

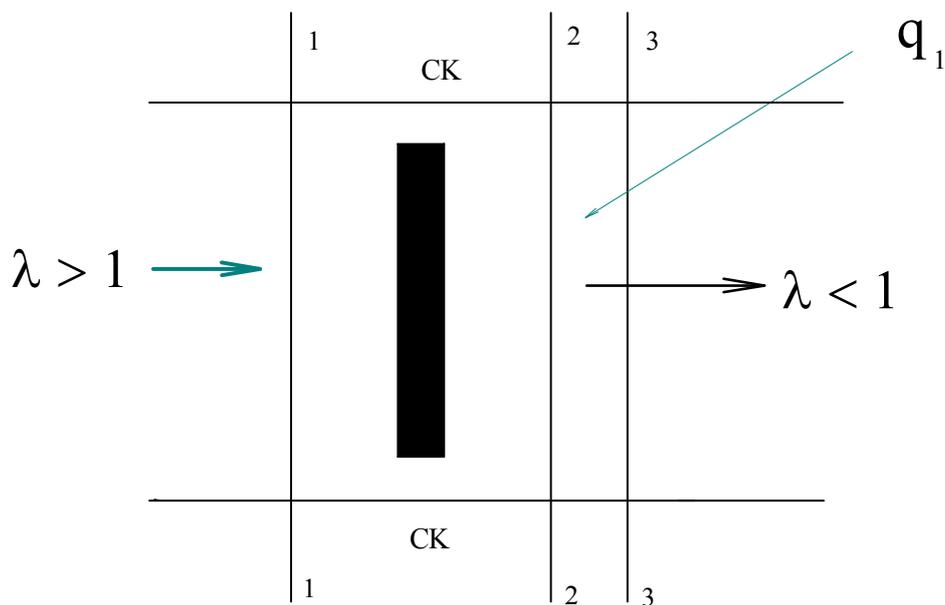


Рис. 1. Схема течения потока до и после прямой ударной волны в канале постоянного сечения: сечение 1-1 – перед ударной волной; СК-СК – прямой скачок уплотнений; сечение 2-2 – за ударной волной; сечение 3-3 – зона химической реакции; q_1 – подвод теплоты

Метод расчёта

Для исследования процесса принята обращенная схема явления, где считается, что газ течёт в канале постоянного сечения с приведённой скоростью λ_1 к области детонации, а фронт волны неподвижен.

Математическую модель детонации представим с учётом её термодинамической модели, показанной выше, на основе уравнений газовой динамики для одномерного газового потока в канале постоянного сечения с использованием газодинамических функций $\tau(\lambda)$, $\pi(\lambda)$, $y(\lambda)$, $q(\lambda)$, $r(\lambda)$, $f(\lambda)$ и $z(\lambda)$. Принимается постоянство расхода идеального газа до и после детонационной волны.

Начальные параметры газа в канале (статическое давление p_1 , температура T_1 и плотность ρ_1) заданы.

Из уравнения удельных импульсов для потока в канале постоянного сечения при значении силы тяги, равной нулю, и значении $\lambda_3 = 1$ получим следующее выражение:

$$z(\lambda_1) = z\left(\frac{1}{\lambda_1}\right) = z(\lambda_3)\sqrt{\theta} = \sqrt{\theta}, \quad (1)$$

где $\theta = \frac{T_3^*}{T_1^*}$ – степень повышения полной температуры газа в зоне горения. В адиабатическом скачке $T_1^* = T_2^*$.

Степень повышения полной температуры газа θ может быть определена из уравнения энергии:

$$T_3^* - T_1^* = \frac{\eta H_u}{1 + \alpha L_0} \cdot \frac{1}{C_p} \quad \text{или} \quad \frac{\theta - 1}{\tau(\lambda_1)} = \frac{\eta H_u}{T_1(1 + \alpha L_0)C_p}.$$

Здесь η – коэффициент использования теплоты, характеризующий потери теплоты: на диссоциацию продуктов сгорания при очень высоких значениях температуры газа; качество смешения компонентов смеси; неполноту сгорания; отвод теплоты в стенку трубы, в частности, связанный с диаметром трубы; H_u – низшая теплота сгорания топлива (кДж/кг); C_p – средняя теплоёмкость газа (кДж/кг·К); α – коэффициент избытка окислителя; L_0 – теоретически необходимое количество окислителя для полного сгорания 1 кг топлива.

При заданном значении θ из уравнения (1) определяем функцию $Z(\lambda_1)$ и по таблицам газодинамических функций находим приведённую скорость детонационной волны λ_1 .

Скорость детонационной волны равна:

$$W_1 = \lambda_1 \cdot a_{1kp}, \quad a_{1kp} = 18,3\sqrt{T_1^*} \quad \text{при} \quad k = 1,4 \quad \text{для воздуха,}$$

где $T_1^* = \frac{T_1}{\tau(\lambda_1)}$ – полная температура во фронте ударной волны.

Уравнение (1), записанное для условий теплового кризиса при течении потока газа по каналу постоянного сечения, когда $\lambda_3 = 1$, может быть решено относительно λ_1 и θ как квадратное уравнение:

$$z\left(\frac{1}{\lambda_1}\right) = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{1/\lambda_1} \right) = \sqrt{\theta}.$$

Получим

$$\frac{1}{\lambda_1} = \lambda_2 = \sqrt{\theta} - \sqrt{\theta - 1} \quad \text{и} \quad \theta = \frac{\left(1 + \frac{1}{\lambda_1^2}\right)^2}{4 \frac{1}{\lambda_1^2}}.$$

Этими уравнениями устанавливается прямая связь между скоростью детонационной волны и степенью повышения полной температуры газа за стационарной ударной волной. Степень повышения полного давления во фронте ударной волны равна

$$\frac{p_1^*}{p_1} = \frac{1}{\pi(\lambda_1)}.$$

Коэффициент восстановления полного давления в ударной волне равен

$$\sigma = \frac{p_2^*}{p_1^*} = \frac{q(\lambda_1)}{q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)}.$$

Изменение энтропии газа в ударной волне

$$\Delta S_{1-2} = -R \ln \frac{p_2^*}{p_1^*},$$

где R – газовая постоянная.

Определим суммарный коэффициент восстановления полного давления в детонационной волне с учётом волновых и тепловых потерь:

$$\sigma_\Sigma = \frac{q(\lambda_1)}{q\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)} \cdot \frac{f\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)}{f(\lambda_{3\text{кр}})},$$

где $f(\lambda_{3\text{кр}}) = 1,259$ для $k = 1,33$ и $\lambda_3 = 1$.

Определим повышение статического давления и плотности газа в ударной волне:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{y(\lambda_1)}{y\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)}, \quad \frac{\rho_2}{\rho_1} = \lambda_1^2.$$

Подставив вторую функцию в первую, получим выражение для ударной адиабаты (адиабата Гюгонио).

Повышение давления и плотности продуктов сгорания:

$$\frac{p_3}{p_1} = \frac{y(\lambda_1)}{y\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)} \cdot \frac{r(\lambda_{3_{кр}})}{r\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)} = \frac{r(\lambda_{3_{кр}})}{r(\lambda_1)}, \quad \frac{\rho_3}{\rho_1} = \frac{\lambda_1}{\sqrt{\theta}},$$

где $r(\lambda_{3_{кр}}) = 0,429$ для $k = 1,33$ и $\lambda_{3_{кр}} = 1$; $\left[2kR/(k+1)\right]^{1/2} = \text{const}$.

Определим повышение статической температуры в ударной волне:

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{\tau\left(\frac{1}{\lambda_1}\right)}{\tau(\lambda_1)}.$$

Результаты расчёта детонации для степеней повышения полной температуры газа $\theta = 1,0; 1,17; 1,8; 1,93$ сведены в табл. 1.

Таблица 1. Изменение параметров детонации от степени повышения полной температуры газа в зоне горения при $\alpha = 1$ и нормальных атмосферных условиях

θ	λ_1	M_1	λ_2	λ_3	$\sigma, \%$	$\sigma_{\Sigma}, \%$	p_2/p_1	p_3/p_1	T_2/T_1
1,93	2,35	7,6	0,421	1,0	0,9	0,74	68	35	12,1
1,8	2,23	4,92	0,448	1,0	6,6	5,7	28	15	5,65
1,17	1,5	1,7	0,667	1,0	85,1	80	3,3	2,2	1,48
1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	100	100	1	1	1

При $T_1 = 300$ К, $k = 1,4$ и $\lambda_1 = 2,36$ расчётная скорость детонационной волны равна $W_1 = 2803$ м/с, а при $\lambda_1 = 2,32$ $W_1 = 2320$ м/с.

Из [2] известна экспериментальная скорость детонации газовых смесей:

– для $2\text{H}_2 + \text{O}_2$ $W_1 = 2800$ м/с;

– для $\text{CH}_4 + 2\text{O}_2$ $W_1 = 2300$ м/с.

В работе [2] приводятся результаты исследований детонации в ударной трубе. При числе M скачка порядка 7,0 отношение давлений на скачке уплотнений равняется ~ 57 , а отношение температур $\sim 10,5$. Расчёт показывает, что указанные выше отношения p_2/p_1 и T_2/T_1 реализуются при числе $M_1 = 6,89$. Таким образом, приведённый метод расчёта детонации подтверждается экспериментальными данными.

Анализ процесса детонации

Приведённые выше горючие смеси водорода и метана с кислородом химически активны. Химические реакции протекают с очень высокой скоростью по цепному механизму с разветвлёнными цепями, что обеспечивает увеличение скорости движения фронта пламени зоны горения. В качестве катализаторов реакции выступают активные

центры, атомы водорода Н. Высокая скорость перемещения зоны химических реакций позволяет ей распространяться совместно с ударной волной, не «отставая» от неё, в единстве образуя детонационную волну. При распространении сильной ударной волны, например по керосиново-воздушной горючей смеси, процесс горения которой осуществляется по тепловому механизму с низкой скоростью фронта пламени, за ударной волной эта смесь воспламенится и выгорит, но детонации не произойдёт.

Распространение пламени по горючей газовой смеси за ударной волной, определяемое скоростью химических реакций, не подчиняется законам газовой динамики, а описывается законами химической кинетики. Так, для теплового механизма горения – это закон действующих масс и закон Аррениуса. При цепном механизме горения решающим является количество активных центров. По определению Г.Ф. Кнорре пламя представляет собой быстрое химическое изменение, происходящее в ионизированном тонком слое – фронте пламени, характеризуемом значительными градиентами температуры и концентрации (но не давления), и сопровождающееся свечением. Поэтому перемещающийся с большой скоростью по горючей смеси фронт пламени не создаёт динамического давления и не является источником детонации. Для трубы постоянного сечения явление подвода к потоку газа внешней энергии в форме теплоты эквивалентно неадиабатическому (тепловому) скачку, при котором считается, что вся теплота подводится внезапно в каком-то сечении.

Обязательным условием детонации в газах является существование ударной волны, движущейся в канале, заполненном химически активной смесью впереди области горения этой смеси. Воспламенение горючей смеси обеспечивается за счёт высокой температуры газа за ударной волной.

Возникновение адиабатического скачка уплотнений (ударной волны) с образованием тонкой поверхности раздела потока, где бесконечно малое изменение пути соответствует бесконечно большому изменению его параметров ($dw/dx = \infty$ и $dp/dx = \infty$), связано со сжимаемостью газа.

Рассмотрим распространение слабых возмущений в движущемся газе (рис. 2). Пусть точка O – источник слабых возмущений, которые представляют собой изменение параметров газа, пренебрежимо малые в сравнении с самими параметрами, и скорость движения которых равна скорости звука a . Сферические волны сжатия и разрежения распространяются через секунду (a), через две секунды ($2a$) и так далее. На рис. 2, a , b по истечении времени возмущения охватывают всю область, занимаемую потоком. На рис. 2, b по истечении времени фронт станет плоскостью, которая разделит весь поток на две области: область невозмущённого потока (слева) и область возмущённого потока (справа). При этом образуется ударная волна, разделяющая эти области.

Распространение возмущений от неподвижного источника ($w = 0$, рис. 2, a) или от источника, движущегося с дозвуковой скоростью ($w < a$, рис. 2, b), характерно для процессов в камерах сгорания газотурбинных двигателей, поршневых двигателей внутреннего сгорания, жидкостных ракетных двигателей. Ударная волна в этих тепловых устройствах не образуется и детонация в них не осуществима.

Действительно, из рис. 2, b следует, что ударная волна не может возникнуть, например, впереди поршня цилиндра двигателя внутреннего сгорания, движущегося со скоростью $w = 10 - 16$ м/с, которая существенно ниже скорости звука ($w \ll a$). Однако может иметь место вибрационное горение в условиях, когда акустическая частота колебаний параметров потока, вызванная, например, даже слабым импульсом давления газа в камере, совпадает с частотой турбулентных пульсаций скорости потока [1]. Стремительный резонансный рост амплитуды колебаний параметров потока разрушит двигатель.

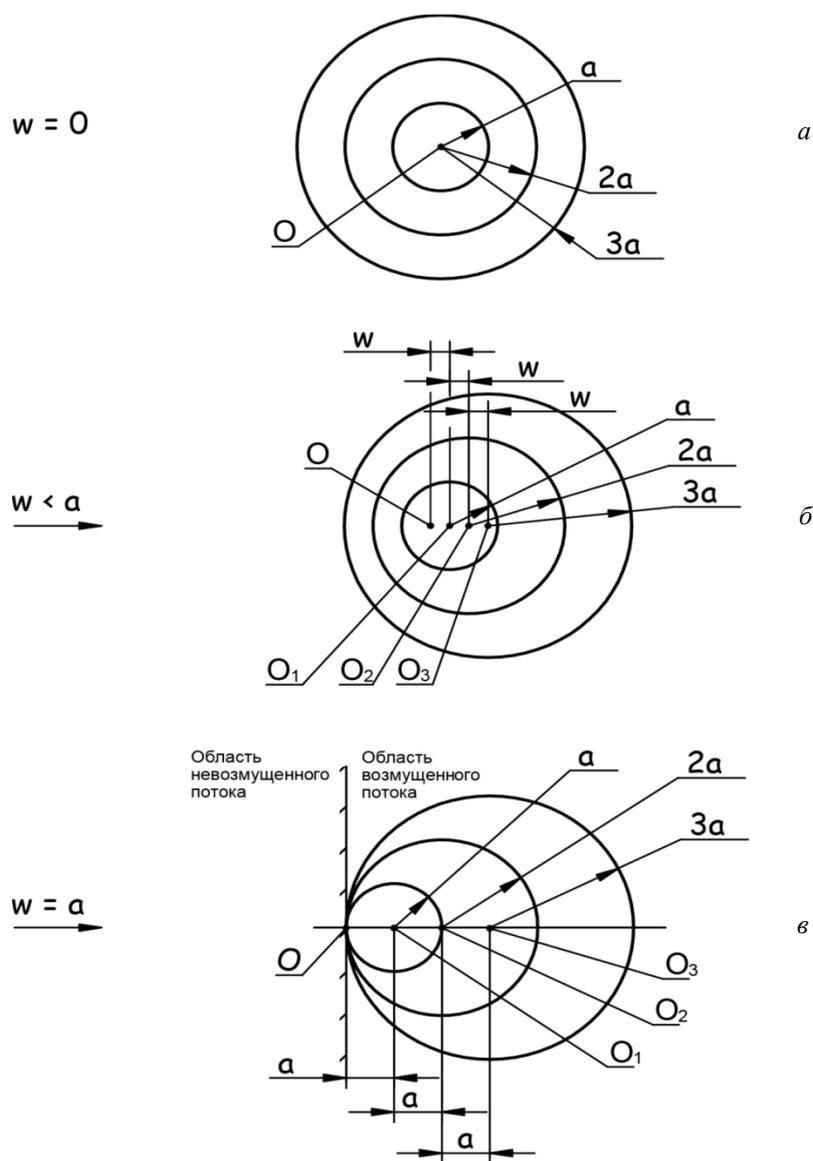


Рис. 2. Механизм образования ударной волны:
 O – источник слабых возмущений; W – скорость движения источника «O»; a – скорость звука

Такое явление наблюдается в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей (высокочастотная неустойчивость), где, по опыту доводки таких двигателей авторами статьи, источником акустических тангенциальных колебаний газа является импульс давления от воспламенения топлива, попавшего в трубки измерения давления газа в камере, или воспламенение топлива в застойных зонах её форсуночной головки [1]. По наблюдениям и исследованиям авторов источником энергии, поддерживающей и развивающей вибрационное горение, является кинетическая энергия вынужденных турбулентных пульсаций скорости потока газа в камере сгорания. Явление резонанса с резким ростом амплитуды колебаний параметров потока осуществляется при совпадении частоты акустических тангенциальных колебаний давления, вызванных импульсом давления газа, с частотой турбулентных пульсаций скорости потока как пульсаций динамического напора.

Опыт доводки показывает, что эффективным мероприятием, исключающим вибрационное горение в жидкостном ракетном двигателе, является установка на форсуночной головке противополопульсационных перегородок (так называемые «кресты»).

В то же время в работе [1] описывается проект камеры сгорания газотурбинного двигателя непрерывного вибрационного горения полезного применения, где в связи с искусственно созданным вибрационным горением в камере за счёт существенной крутки потока исключаются вредные выбросы оксидов азота из двигателя и окружающая неравномерность поля температуры газа перед турбиной [4].

Как следует из рис. 2, в, ударная волна образуется, если источник возмущений движется со сверхзвуковой скоростью ($w \geq a$). Ударная волна возникает при обтекании сверхзвуковым потоком тела конечных размеров или в сверхзвуковом потоке под воздействием трения. Адиабатический скачок уплотнений осуществим только при сверхзвуковых скоростях потока. Ударная волна может быть создана с помощью физического или химического взрыва, например сильным электрическим разрядом или горением ВВ в его объёме. Причём в самом веществе содержится достаточное количество кислорода для превращения исходного вещества в газообразные продукты, которые, стремительно расширяясь, возбуждают ударную волну.

Анализ данных, представленных в табл. 1, показывает, что при детонации имеет место значительное падение полного давления продуктов сгорания топлива и рост энтропии в связи с высоким волновым сопротивлением при распространении сверхзвуковой стационарной ударной волны. Происходит обесценивание энергии газа и снижение его работоспособности. При этом статическое давление газа за ударной волной значительно возрастает. Такое явление объясняется особенностью изменения статических параметров газа в ударной волне, описываемое уравнением ударной адиабаты (адиабата Гюгонио) в отличие от идеальной адиабаты (адиабата Пуассона) в потоке без скачка уплотнений. Это связано с тем, что скорость в скачке уплотнений падает в большей мере, чем это нужно для поддержания величины полного давления. Кроме того, плотность потока недостаточно увеличивается. Так, даже при максимальной скорости потока $\lambda_{\max} = \sqrt{(k+1)/(k-1)}$ плотность его увеличивается только в 6 раз, поскольку $(\rho_2/\rho_1)_{\max} = \lambda_{\max}^2 = (k+1)/(k-1) = 6$, а статическое давление растёт до бесконечности. Этим объясняется падение полного давления газа и рост энтропии за счёт волнового сопротивления, хотя газ идеальный и его вязкость и теплопроводность равны нулю.

Следует отметить, что для осуществления детонации необходимо имитировать ударную волну $\lambda_1 > 2,2$; $M_1 > 5$, чтобы получить высокую температуру газа за ней для воспламенения горючей смеси и обеспечения условий протекания химических реакций с высокой скоростью.

Представленный метод расчёта параметров детонации с учётом [5] может быть использован для оценки эффективности работы детонационного двигателя [6].

Заключение

Создан метод газодинамического расчёта газовой детонации для определения параметров и коэффициента полезного действия термодинамического идеального цикла детонационного двигателя. Результаты расчёта подтверждаются опытными данными.

Газодинамический расчёт детонации можно выполнить только при условии равенства единицы приведённой скорости продуктов сгорания в связи с наступлением теплового кризиса при подводе теплоты сгорания горючей смеси к дозвуковому потоку за ударной волной в процессе ($p = \text{const}$). При этом обеспечивается стационарность ударной волны.

Установлена однозначная связь приведённой скорости стационарной ударной волны (детонационной волны) со степенью повышения полной температуры газа за ударной волной.

Показано, что потери полного давления в детонационной волне очень велики и значительно превышают тепловые и гидравлические потери полного давления в камерах сгорания других тепловых газовых машин.

Сильная ударная волна (адиабатический прямой скачок уплотнений) как источник детонации может быть получена только при условии, что источник слабых (акустических) возмущений сам перемещается со скоростью, равной или большей скорости звука.

Расчёт параметров детонации для одномерного потока идеального газа выполнен при течении газа в канале постоянного сечения (в трубе), где равнодействующая нормальных и касательных сил с учётом силы трения – сила тяги равна нулю, что обеспечивает решение уравнения полных импульсов.

Обеспечить стационарность сильной ударной волны возможно при воспламенении за ней газом с высокой температурой и сжигании активной горючей смеси, скорость химических реакций которой высока при цепном механизме процесса горения, например, смеси водорода с кислородом или с воздухом.

Представлено объяснение явлению значительного падения полного давления газа в ударной волне при резком повышении его статического давления, что связано с особым изменением статических параметров газа в скачке уплотнений, описываемое уравнением ударной адиабаты (адиабата Гюгонио).

Распространение пламени по горючей газовой смеси за ударной волной, определяемое скоростью химических реакций, не подчиняется законам газовой динамики, а описывается законами химической кинетики, не создаёт динамического давления и не является источником детонации.

Подвод внешней теплоты к потоку газа эквивалентен неадиабатическому тепловому скачку.

Библиографический список

1. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Соловьёва А.В. Оптимизация камеры сгорания. СПб: Изд-во Политехнического ун-та, 2015. 152 с.
2. Щетинков Е.С. Физика горения газов. М.: Наука, 1965. 740 с.
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
4. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания. СПб: Наука, 2010. 227 с.
5. Григорьев А.В., Рудаков О.А., Соловьёва А.В. Газодинамический расчёт детонации в каналах переменного сечения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 42-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-42-54.
6. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Соловьёва А.В. Теория и расчёт параметров термодинамического цикла детонационного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 37-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-37-46.

GAS DYNAMIC CALCULATION OF DETONATION IN CONSTANT-CROSS-SECTION DUCTS

© 2019

- A. V. Grigoriev** General Designer;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru
- O. A. Rudakov** Research Adviser, Associate Professor;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru
- A. V. Solovieva** Deputy Chief Designer for Advanced R&D;
JSC “UEC-Klimov”, Saint-Petersburg, Russian Federation;
klimov@klimov.ru

The paper presents a computational method with the use of gas-dynamic functions of parameters of detonation in a one-dimensional subsonic flow of ideal gas behind the shock wave propagating in chemically active air-and-fuel mixture in a uniform-cross-section duct, where the resultant of normal pressure forces acting on its side surface is equal to zero. Stabilization of the shock wave is provided by the onset of thermal crisis with the air-and-fuel mixture combustion heat supply to the gas behind the wave. In this case the value of the specific speed of the combustion products is equal to the critical one. The solution of the total-impulse equation considering the above mentioned peculiarities of the flow in a uniform-cross-section duct establishes clear correlation of the specific speed of the stabilized shock wave to the rate of rise of the temperature of the gas behind it, which gives an opportunity to determine all detonation parameters. The shock wave can be initiated by the detonation of an explosive substance and carries a huge amount of energy. It is shown that the shock wave can be obtained only if the source of small disturbances itself moves at the supersonic speed. It is shown that total pressure behind the shock wave decreases significantly and the entropy increases due to the wave losses, whereas the static pressure increases significantly. An explanation of this effect is given. A formula for calculating the rate of gas temperature rise was derived as a function of the specific speed of the shock wave, the air-and-fuel mixture heat value and the heat availability factor that designates the dissociation of the combustion products and heat loss through the duct wall under specified initial conditions. The reliability of the method of calculating detonation was experimentally substantiated. The work is currently important for the evaluation of the detonation engine efficiency.

Engine; detonation; calculation; shock wave; gas-dynamic function.

Citation: Grigoriev A.V., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Gas dynamic calculation of detonation in constant-cross-section ducts. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 48-58.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-48-58

References

1. Grigoriev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Solovieva A.V. *Optimizatsiya kamery sgoraniya* [Combustion chamber optimization]. SPb: Polytechnic University Publ., 2015. 152 p.
2. Shchetinkov E.S. *Fizika gorennya gazov* [Physics of gas combustion]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 740 p.
3. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied gas dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1969. 824 p.
4. Grigoriev 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.
5. Grigoriev A.V., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Gas dynamic calculation of detonation in variable cross-section ducts. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 42-54. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-42-54. (In Russ.)

6. Grigoriev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., Solovieva A.V. Theory and calculation of parameters of the detonation engine thermodynamical cycle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 37-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-37-46. (In Russ.)

К ВЫБОРУ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ДОЗВУКОВОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ

© 2019

М. А. Ковалев доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kovalev.ma@ssau.ru

А. Н. Никитин кандидат технических наук, доцент, доцент военного учебного центра;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
nikitin.an@ssau.ru

Проводится сравнение двух аэродинамических компоновок дозвуковых крылатых ракет, отличающихся применением крыльев с прямой и обратной стреловидностью. Представлены результаты проведённых испытаний в аэродинамической трубе с применением автоматизированной системы измерений, характеризующие зависимости коэффициентов подъёмной силы и лобового сопротивления в достаточно широком диапазоне углов атаки. Это позволяет сопоставить величины аэродинамического качества исследуемых моделей крылатых ракет. На основании анализа результатов экспериментов с моделями и расчётов в условиях установившегося маловысотного горизонтального полёта выявлено, что выбранные для сравнения варианты компоновки крылатых ракет с крылом умеренной стреловидности имеют схожие аэродинамические характеристики. Обе компоновки обеспечивают режим полёта на заданной высоте и скорости в области наиболее выгодных углов атаки (максимального аэродинамического качества). При этом схема ракеты с крылом прямой стреловидности имеет лучшие аэродинамические характеристики по критерию максимального аэродинамического качества, а прирост подъёмной силы за счёт уменьшения потерь на балансировку для схемы с крылом обратной стреловидности лишь частично компенсирует различие аэродинамических характеристик рассматриваемых вариантов. Поэтому сделан вывод о предпочтительности выбора аэродинамической компоновки дозвуковой крылатой ракеты схемы с прямой стреловидностью.

Крылатая ракета; стреловидное крыло; прямая и обратная стреловидность; аэродинамический эксперимент; коэффициент подъёмной силы; коэффициент лобового сопротивления; аэродинамическое качество; центр давления; плечо горизонтального оперения; балансировка.

Цитирование: Ковалев М.А., Никитин А.Н. К выбору аэродинамической компоновки дозвуковой крылатой ракеты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 59-66. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-59-66

Высшее руководство Российской Федерации на долгосрочную перспективу рассматривает использование высокоточного оружия как одно из определяющих направлений повышения обороноспособности страны [1]. При этом опыт локальных военных конфликтов последних десятилетий показывает широкие боевые возможности такого класса высокоточного оружия, как крылатые ракеты [2].

Активные разработки и испытания высокоскоростных, в том числе и гиперзвуковых крылатых ракет, не умаляют роли дозвуковых крылатых ракет, являющихся в этом сегменте вооружений основным боевым потенциалом ведущих армий и военных блоков. Высокая точность, малая радиозаметность, использование маловысотного полёта с огибанием рельефа местности, манёвра и средств радиоэлектронной борьбы, возможность установки различных типов боеприпасов определяют существенную роль дозвуковых крылатых ракет при решении тактических, оперативных, а при массовом или

комбинированном использовании и стратегических задач, стоящих перед Вооружёнными силами Российской Федерации [2].

Одним из важнейших факторов широкого использования дозвуковых крылатых ракет являются существенно меньшие затраты на их разработку, производство и использование по сравнению с имеющимися и перспективными видами сверхзвуковых и гиперзвуковых крылатых ракет [3].

В этой связи актуальными являются исследования и разработки по улучшению характеристик дозвуковых крылатых ракет.

В качестве возможных направлений улучшения лётно-технических характеристик дозвуковых крылатых ракет могут рассматриваться:

- 1) повышение дальности полёта;
- 2) увеличение массы боевой нагрузки;
- 3) увеличение скорости полёта, в том числе и на малых высотах.

Одним из направлений увеличения крейсерской скорости крылатой ракеты, как и для дозвуковых самолётов, является применение стреловидного крыла. Поэтому в данной работе рассматриваются компоновки крылатых ракет с крылом умеренной стреловидности (30°), характерной для большинства современных скоростных пассажирских и транспортных самолётов [4]. Для сравнения выбраны два варианта:

– вариант №1 – «нормальная» аэродинамическая схема с крылом прямой стреловидности;

– вариант №2 – схема «утка» с крылом обратной стреловидности.

В качестве базовой модели рассматривается гипотетическая крылатая ракета массой 1000 кг и площадью крыла $0,47 \text{ м}^2$, совершающая крейсерский полёт на высоте 100 м со скоростью 850 км/ч ($M = 0,7$).

Для определения аэродинамических характеристик выбранных вариантов компоновок крылатых ракет изготовлены их модели в масштабе 1: 10, предназначенные для проведения экспериментов в аэродинамической трубе Т-2 Самарского университета.

На рис. 1 представлена 3D-модель крылатой ракеты нормальной схемы, а на рис. 2 – схемы «утка».

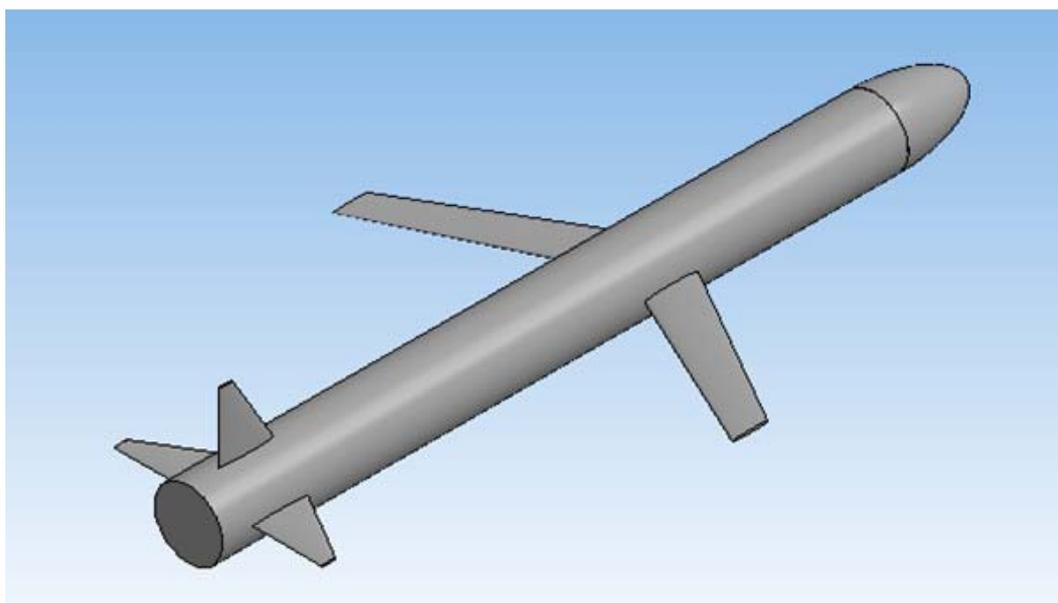


Рис. 1. 3D-модель крылатой ракеты нормальной аэродинамической схемы

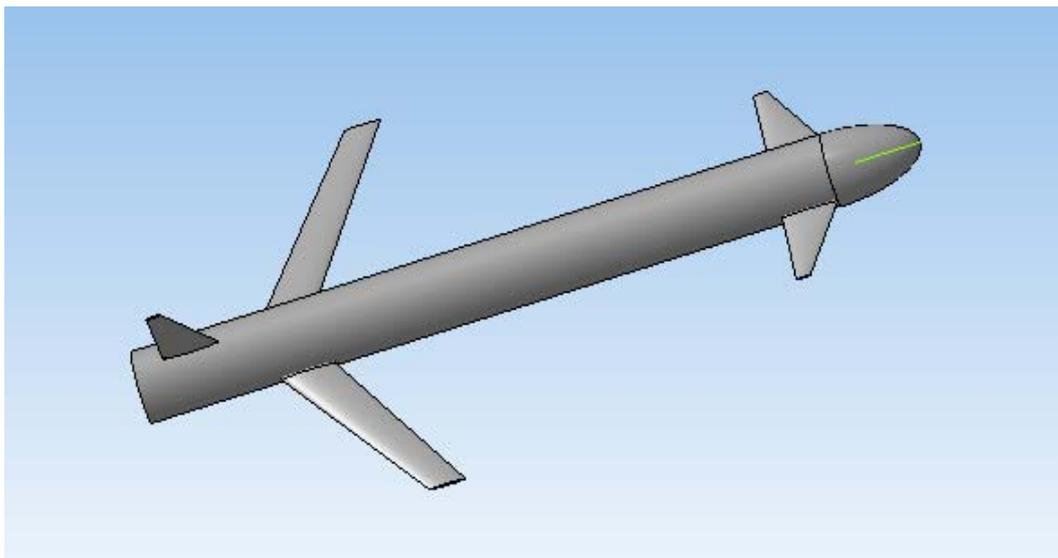


Рис. 2. 3D-модель крылатой ракеты схемы «утка»

На рис. 3 показана геометрия модели крылатой ракеты нормальной схемы, а на рис. 4 – схема крепления данной модели на державке тензовесов.

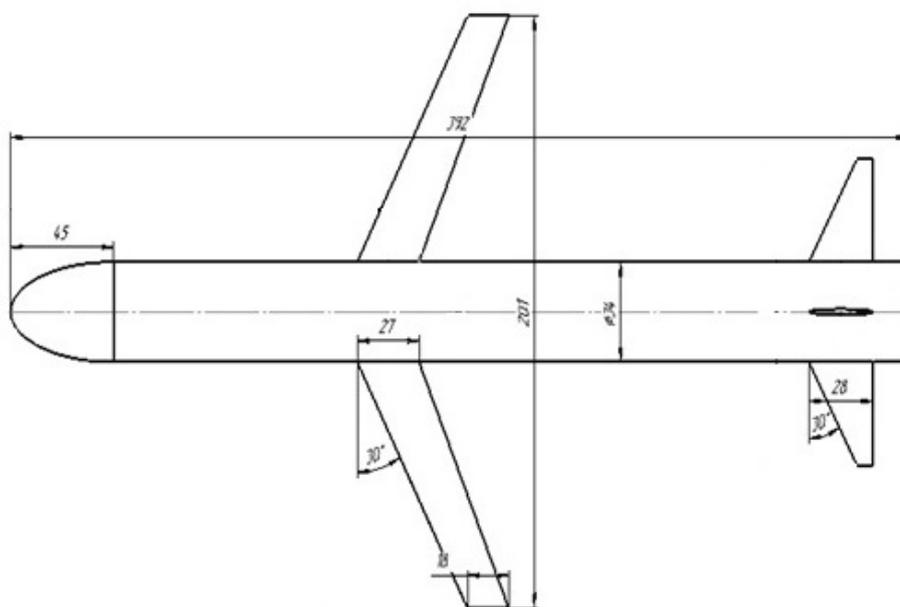


Рис. 3. Геометрия модели крылатой ракеты нормальной схемы

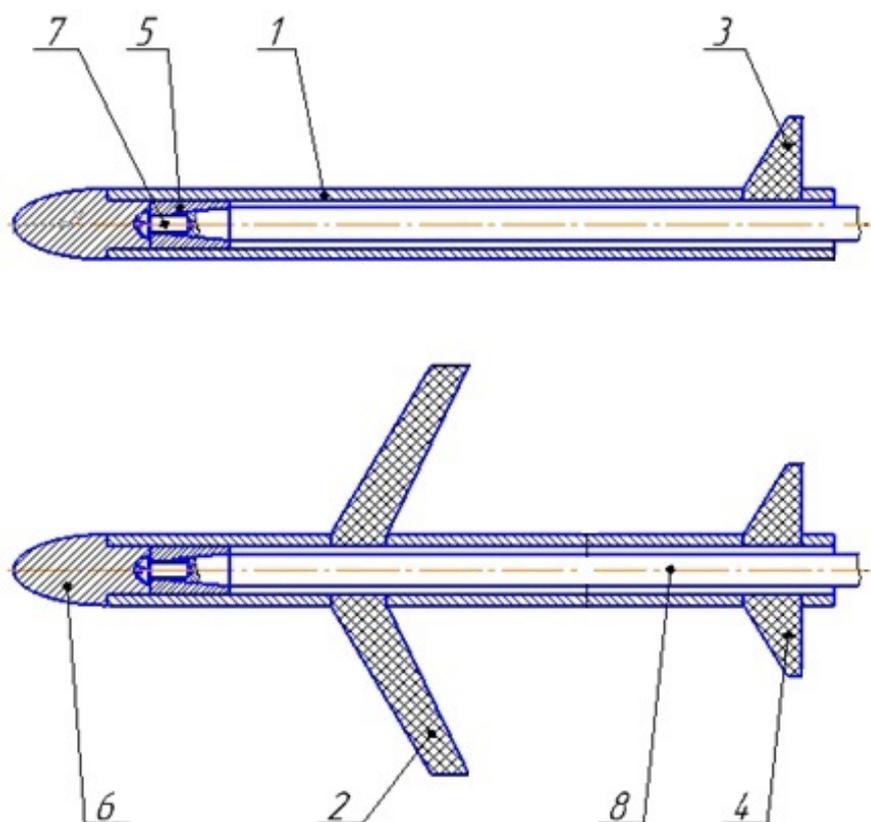


Рис. 4. Схема крепления крылатой ракеты нормальной схемы на державке тензосетей:
 1 – корпус ракеты; 2 – полуплоскость крыла; 3 – вертикальное оперение;
 4 – полуплоскость горизонтального оперения; 5 – посадочный конус; 6 – обтекатель;
 7 – винт М8×1 ГОСТ 174 73-80; 8 – державка тензосетей

На рис. 5 показана геометрия модели крылатой ракеты схемы «утка», которая имеет аналогичную схему крепления на державке тензосетей.

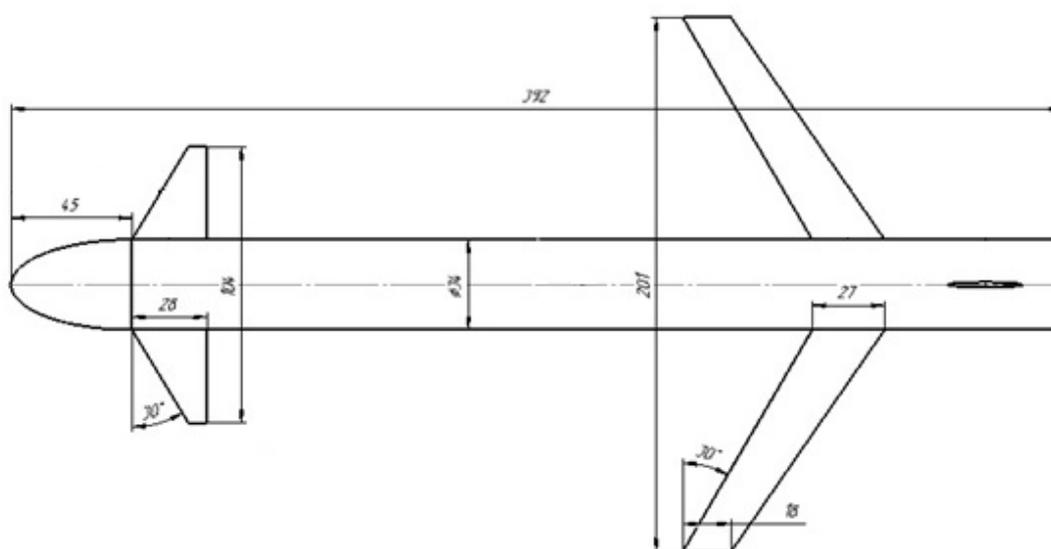


Рис. 5. Геометрия крылатой ракеты схемы «утка»

По результатам обработки экспериментальных данных (осреднение результатов трёх продувок для каждого варианта) построены аппроксимирующие зависимости аэродинамических коэффициентов моделей от угла атаки α (рис. 6 – 8).

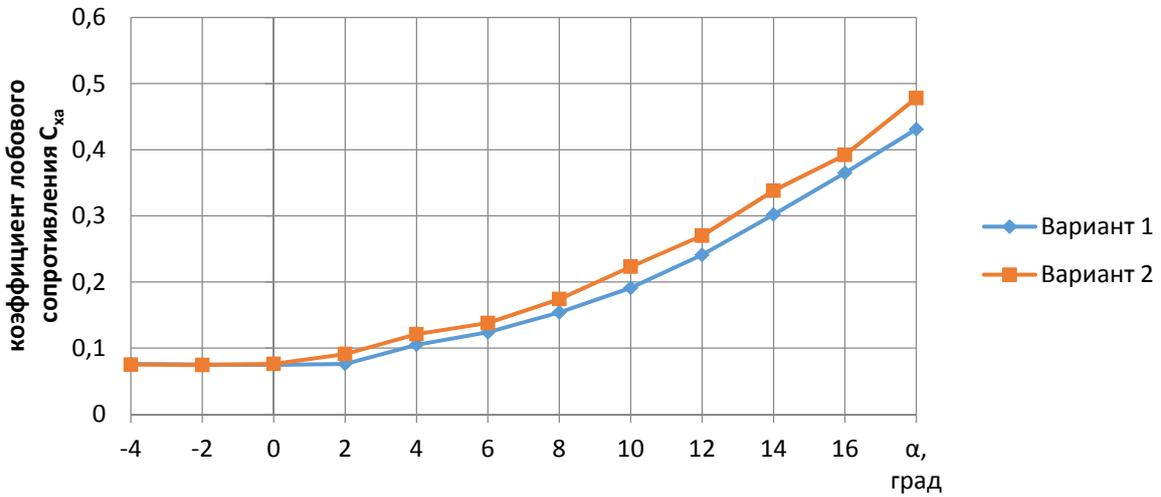


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_{xa} от угла атаки для моделей крылатых ракет нормальной схемы (вариант 1) и схемы «утка» (вариант 2)

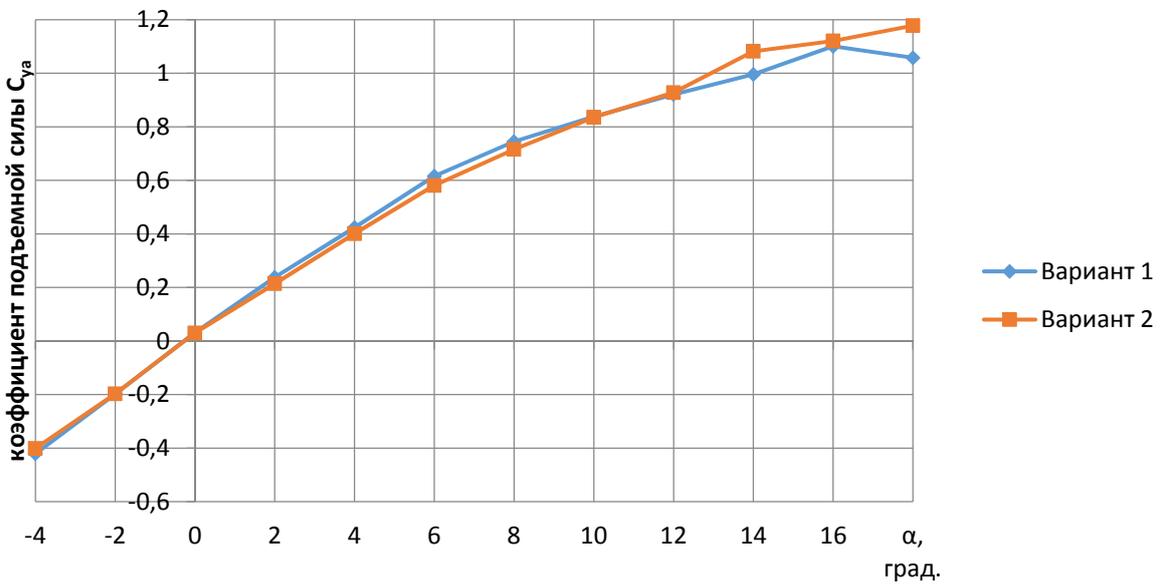


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки для моделей крылатых ракет нормальной схемы (вариант 1) и схемы «утка» (вариант 2)

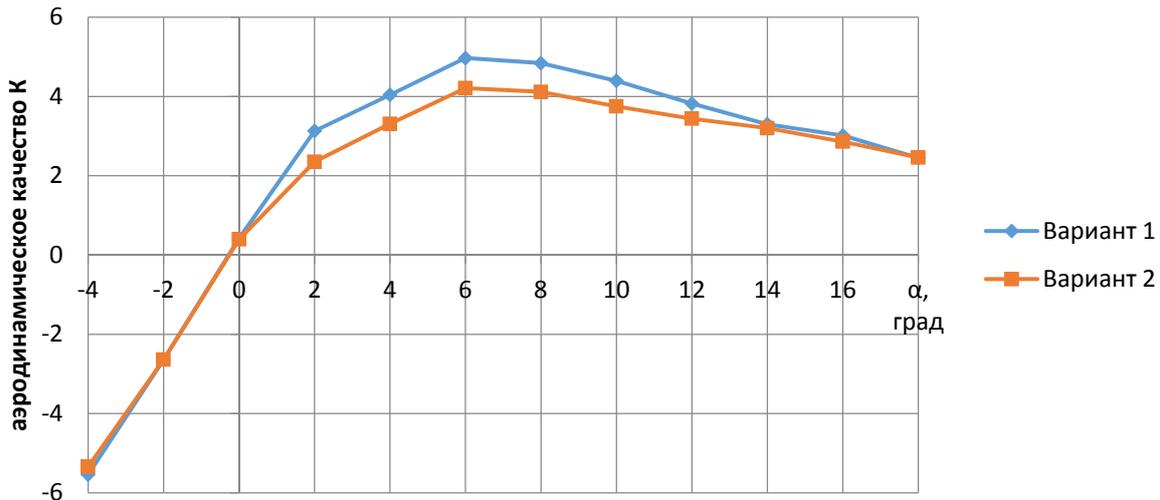


Рис. 8. Зависимость аэродинамического качества K от угла атаки для моделей крылатых ракет нормальной схемы (вариант 1) и схемы «утка» (вариант 2)

По всем рассматриваемым параметрам обе модели имеют достаточно близкие характеристики. При выбранных условиях маловысотного горизонтального полёта коэффициент подъёмной силы летательного аппарата (ЛА) равен 0,61. При этом значении коэффициента углы атаки обеих моделей ($6,8^\circ$ и $7,1^\circ$ соответственно) находятся в области наивыгоднейших значений (максимального аэродинамического качества: $K_{\max 1} = 4,97$, $K_{\max 2} = 4,21$).

Особенностью летательных аппаратов схемы «утка» является прирост суммарной подъёмной силы при балансировке статически устойчивого ЛА. Для дозвуковых ЛА, не предназначенных для интенсивного маневрирования, запас статической устойчивости по перегрузке (углу атаки) может достигать 20% средней аэродинамической хорды (САХ) b_a .

В качестве исходного для обоих вариантов компоновок крылатых ракет принят запас статической устойчивости $0,15 b_a$ (15% САХ).

Для варианта №1 (нормальная схема) при $b_a = 0,23$ м и плече горизонтального оперения $L_{ГО} = 1,86$ м:

$$Y_a - \Delta Y_{aГО} = 9810 \text{ Н},$$

$$M_z = \Delta Y_{aГО} L_{ГО} - Y_a 0,15 b_a = 0.$$

Здесь Y_a – подъёмная сила крылатой ракеты при нейтральном положении рулей (без балансировки); $\Delta Y_{aГО}$ – прирост (потеря) подъёмной силы горизонтального оперения при балансировке; $x_{ЦД} - x_{ЦТ} = 0,15 b_a$ – разность координат точки приложения подъёмной силы (центра давления) и центра тяжести. Отсюда потери на балансировку оказываются равными:

$$\Delta Y_{aГО} = 185 \text{ Н}.$$

Для варианта № 2 (схема «утка») при тех же условиях:

$$Y_a + \Delta Y_{aГО} = 9810 \text{ Н},$$

$$M_z = \Delta Y_{aГО} L_{ГО} - Y_a (x_{ЦД} - x_{ЦТ}) = 0.$$

Отсюда прирост подъёмной силы составляет:

$$\Delta Y_{aГО} = 179 \text{ Н}.$$

Суммарный выигрыш в несущей способности крылатой ракеты схемы «утка» за счёт снижения потерь на балансировку в установившемся горизонтальном полёте составляет 364 Н, что соответствует 3,7% расчётной массы.

По результатам проведённых экспериментов и расчётов можно сделать следующие выводы:

1) выбранные для сравнения варианты компоновки крылатых ракет с крылом умеренной стреловидности имеют схожие аэродинамические характеристики;

2) обе аэродинамические компоновки обеспечивают режим полёта на заданной высоте и скорости в области наивыгоднейших углов атаки (максимального аэродинамического качества K_{\max});

3) нормальная аэродинамическая схема (вариант №1) имеет лучшие аэродинамические характеристики по критерию максимального аэродинамического качества $\Delta K_{\max} = 0,76$ (15%);

4) применение схемы «утка» с крылом обратной стреловидности (вариант №2) обеспечивает прирост подъёмной силы за счёт уменьшения потерь на балансировку в установившемся горизонтальном полёте в 363 Н (3,7% массы ЛА), что лишь частично компенсирует различие аэродинамических характеристик рассматриваемых вариантов.

Можно сделать вывод о предпочтительности с точки зрения аэродинамических характеристик варианта компоновки дозвуковой крылатой ракеты нормальной схемы.

Библиографический список

1. Послание президента РФ Путина В.В. Федеральному собранию // Известия. 2 марта 2018. № 38 (30023).
2. Краснов А. Боевое применение крылатых ракет воздушного базирования // Зарубежное военное обозрение. 2001. № 2. С. 30-35.
3. Никольский М. Гиперзвук // Авиация и космонавтика. 2018. № 6. С. 6-19.
4. Кощеев А.Б., Платонов А.А., Хабров А.В. Аэродинамика самолётов семейства Ту-204/214: учеб. пособие. М.: Полигон-Пресс, 2009. 304 с.

CHOOSING THE AERODYNAMIC CONFIGURATION OF A SUBSONIC CRUISE MISSILE

© 2019

M. A. Kovalev Doctor of Science (Engineering), Associate Professor,
Head of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kovalev.ma@ssau.ru

A. N. Nikitin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor
of the Military Education Center;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
nikitin.an@ssau.ru

The paper presents a comparison of two aerodynamic configurations of subsonic cruise missiles, characterized by the use of swept-back and forward-swept wings. The results of wind tunnel tests with the use of an automated measurement system characterizing the dependence of the lift and drag coefficients in a sufficiently wide range of angles of attack are presented. This allows us to compare

the aerodynamic quality of the cruise missile models under investigation. The analysis of the results of experiments with the models and calculations in conditions of steady-state low-altitude horizontal flight revealed that the configurations of cruise missiles with a moderately swept wing, selected for comparison, have similar aerodynamic characteristics. Both configurations ensure the mode of flight at a given altitude and velocity in the range of the best angles of attack (maximum aerodynamic quality). Missiles with swept-back wings have better aerodynamic performance in terms of maximum aerodynamic quality, while the lift increment due to reduced trim losses for the forward-swept wing configuration only partially compensates the difference of the aerodynamic characteristics of the alternatives under consideration. Therefore, it is concluded that the choice of aerodynamic configuration of a subsonic cruise missile with a swept-back wing is preferable.

Cruise missile; swept wing; sweepback and sweepforward; aerodynamic experiment; lift coefficient; drag coefficient; aerodynamic quality; center of pressure; horizontal-tail length; trim.

Citation: Kovalev M.A., Nikitin A.N. Choosing the aerodynamic configuration of a subsonic cruise missile. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 59-66. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-59-66

References

1. President Putin's Address to the Federal Assembly // *Izvestiya newspaper*. March, 2, 2018. No. 38 (30023). (In Russ.)
2. Krasnov A. Combat use of air-based cruise missiles. *Zarubezhnoe Voennoe Obozrenie*. 2001. No. 2. P. 30-35. (In Russ.)
3. Nikolskiy M. Hypersound. *Aviatsiya i Kosmonavtika*. 2018. No. 6. P. 6-19. (In Russ.)
4. Koshcheev A.B., Platonov A.A., Khabrov A.V. *Aerodinamika samoletov semeystva Tu-204/214: ucheb. posobie* [Aerodynamics of Tu-204/214 family aircraft: study guide]. Moscow: Poligon-Press Publ., 2009. 304 p.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЁТА МАССЫ ТЕПЛООБМЕННИКА В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2019

- В. С. Кузьмичёв** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kuzm@ssau.ru
- Х. Х. О. Омар** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; dr.hewa.omar@gmail.com
- А. Ю. Ткаченко** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; tau@ssau.ru
- А. А. Бобрик** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; bobrik000al@mail.ru

Несмотря на то, что авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) достигли высокой степени совершенства, требования по повышению их эффективности постоянно возрастают. Снижение удельного расхода топлива и удельной массы силовой установки позволяет улучшить лётно-технические характеристики летательного аппарата. Одним из эффективных средств снижения удельного расхода топлива и получения высокой тепловой эффективности ГТД является применение регенерации тепла. Поэтому интерес к ней сохраняется на протяжении всего периода развития газотурбинных двигателей. Однако применение регенерации тепла в авиационных ГТД сталкивается с противоречием: с одной стороны, регенерация тепла позволяет уменьшить удельный расход топлива, а с другой – увеличивает массу силовой установки за счёт наличия регенератора. Причём с ростом степени регенерации удельный расход топлива уменьшается, а масса силовой установки растёт. Для получения необходимого эффекта следует одновременно оптимизировать и параметры рабочего процесса двигателя, и степень регенерации теплообменника по критериям оценки силовой установки в системе летательного аппарата. Для этого необходимо иметь математическую модель оценки массы высокоэффективного регенератора авиационного назначения. Приводится разработанная математическая модель расчёта массы компактного пластинчатого теплообменника, применяемого для увеличения эффективности авиационного газотурбинного двигателя за счёт подогрева сжатого воздуха, поступающего в камеру сгорания, горячим газом за турбиной. Выбраны рациональная схема относительного движения рабочих сред в теплообменнике, оптимальный тип пластинчатой поверхности теплопередачи с точки зрения минимизации массы теплообменника и гидравлических потерь в воздушном и газовом каналах. На основании расчётного алгоритма для выбранного типа поверхности определена зависимость удельной массы теплообменника от степени регенерации при различных скоростях истечения газа сопла. Для оценки достоверности полученной модели проведён сравнительный анализ влияния степени регенерации на удельную массу теплообменника, выполненный на основании сравнения результатов расчётов по разработанной модели с данными других авторов и с данными по созданным регенераторам.

Авиационный газотурбинный двигатель; рекуператор; компактный теплообменник; пластинчатая поверхность; регенеративный цикл; удельная масса; степень регенерации; расчётная модель.

Цитирование: Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х.О., Ткаченко А.Ю., Бобрик А.А. Математическая модель расчёта массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 67-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

Введение

Авиационные газотурбинные двигатели достигли высокой степени совершенства. Тем не менее, задача повышения технико-экономической эффективности двигателя за счёт снижения удельного расхода топлива и уменьшения удельной массы по-прежнему является одним из основных направлений в развитии авиационной индустрии. Перспективной концепцией снижения удельного расхода топлива и получения высокой тепловой эффективности ГТД (30% и выше) является концепция ГТД регенеративного цикла (ГТДр) [1-3]. Однако трудности технической реализации таких разработок связаны с усложнением конструкции, увеличением габаритов и массы двигателя из-за установки теплообменника. Поэтому при создании ГТДр необходимо учитывать не только увеличение топливной эффективности, но и ухудшение массовых характеристик, так как на эффективность силовой установки в целом оба фактора оказывают противоположное влияние. Создание авиационного ГТДр с приемлемыми габаритно-массовыми и эксплуатационными показателями требует дальнейшего совершенствования методов расчёта компактных теплообменников, анализа условий рационального согласования параметров теплообменника и двигателя, исследования новых, высокоэффективных типов поверхностей теплообмена, оптимизации параметров рабочего процесса двигателя и теплообменника, изучения эксплуатационных качеств и характеристик ГТДр [4-6].

К основным требованиям, предъявляемым к теплообменникам, относятся:

- минимальные масса и объём, герметичность конструкции;
- низкие гидравлические потери давления и высокая термическая эффективность;
- высокая надёжность и долговечность.

В качестве теплообменников для авиационных ГТДр наиболее предпочтительными являются пластинчатые рекуператоры. В рекуператорах теплообмен между газом и воздухом осуществляется непосредственно через стенки, разделяющие потоки. Рекуператор при разделении его на отдельные секции позволяет получить большое разнообразие конструктивных форм, что облегчает условия его компоновки на двигателе. Для авиационных ГТДр, в которых увеличение диаметральных габаритов нежелательно из-за роста лобового сопротивления силовой установки, отмеченное обстоятельство может иметь решающее значение при выборе типа теплообменника. Рекуператоры сравнительно просты в изготовлении и достаточно перспективны в отношении возможности получения хороших габаритно-массовых показателей как при использовании их в современных авиационных ГТДр, так и при дальнейшем развитии этих двигателей путём реализации высокотемпературных циклов. Таким образом, в статье анализ возможностей применения регенерации тепла в авиационных двигателях проводился применительно к теплообменникам рекуперативного типа, для которых и разработана математическая модель расчёта массы.

Выбор схемы относительного течения сред и типа теплопередающей поверхности

При расчёте компактных теплообменников тепловая эффективность схемы движения теплоносителей обычно задаётся зависимостью степени регенерации от комплексного параметра ($M = kF/C_p G$), объединяющего теплофизические и геометрические параметры поверхности теплообменника [7-10]. Применительно к компактным теплообменникам наибольший интерес представляют схемы, отличающиеся высокой эффективностью, поскольку в таких схемах передача определённого количества тепла возможна при меньшей величине поверхности теплообменника. Наиболее эффективной схемой теплообмена является противоточная (рис. 1, а), в которой газ и воздух движут-

ся навстречу друг другу. При противотоке требуемая величина степени регенерации θ может быть получена при наименьшем значении параметра M по сравнению с другими схемами. Однако в рекуперативных теплообменниках реализовать противоточную схему в чистом виде практически невозможно по конструктивным причинам и применение этой схемы в авиации трудно реализовать. Схемы перекрёстноточных теплообменников (рис. 1, б, в) находят достаточно широкое применение в компактных теплообменниках благодаря их конструктивной простоте и высокой эффективности. При увеличении числа секций эффективность перекрёстноточных схем увеличивается и приближается к эффективности противоточной схемы [11; 12].

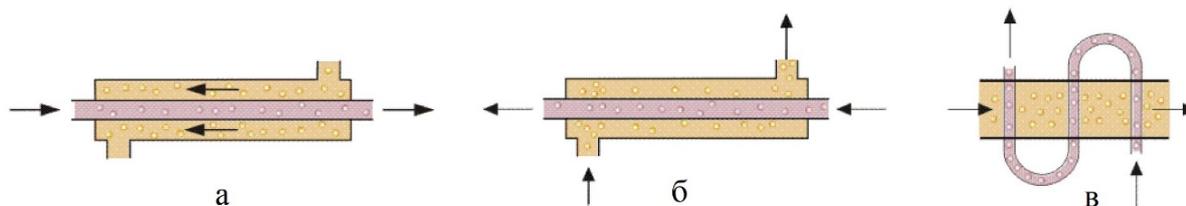


Рис. 1. Схемы движения теплоносителей:
а – противоток; б – перекрёстный ток; в – двухходовый перекрёстный ток

Максимально возможное повышение тепловых нагрузок (степень достижения этого требования для ГТД характеризуется степенью регенерации тепла) при высокой технологичности конструкции и предельно возможной минимизации остальных параметров является основным требованием, предъявляемым к теплообменным устройствам. Трудности реализации этих требований создают необходимость поиска компромиссных инженерных решений. В настоящее время наиболее удачным для интенсификации теплоотдачи является создание искусственной турбулизации потока в узкой пристеночной зоне. При этом интенсификация процесса теплоотдачи преобладает над увеличением гидравлического сопротивления теплообменника. Этот способ можно реализовать в теплообменниках с пластинчатой поверхностью [13-18]. Различные типы пластинчатых поверхностей теплообмена по их конструктивным особенностям (рис. 2) можно подразделить на:

1. Неоребрённые пластинчатые поверхности (Пл):
 - g – гладкие каналы,
 - h – каналы с интенсификацией теплоотдачи.
2. Пластинчато-ребристые поверхности:
 - a, b – гладкие рёбра (ГлР),
 - c – волнистые рёбра (ВР),
 - d – короткие пластинчатые рёбра (ПлР),
 - e – жалюзийные рёбра (ЖР),
 - f – перфорированные рёбра (ПфР).

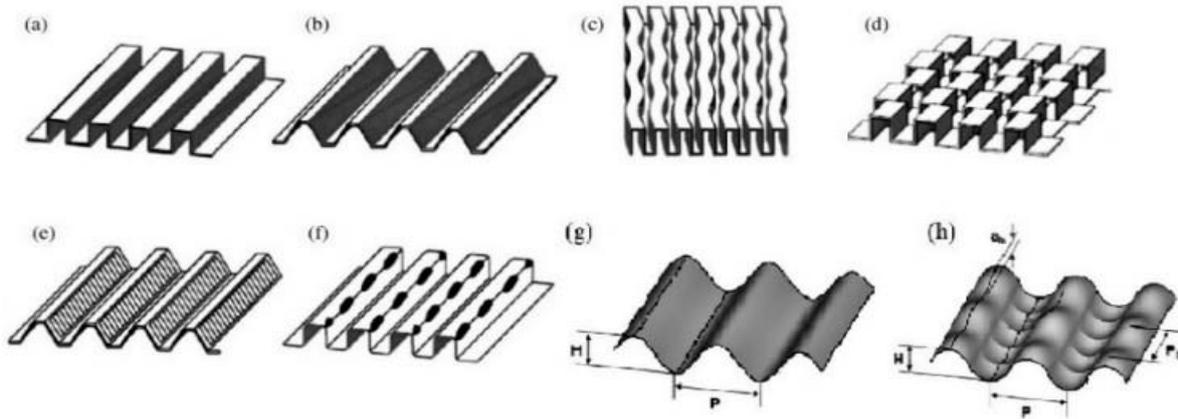


Рис. 2. Типы пластинчатых поверхностей теплообменников:

a – четырёхугольные гладкие рёбра; *b* – трапециевидные гладкие рёбра; *c* – волнистые рёбра; *d* – короткие пластинчатые рёбра; *e* – жалюзийные рёбра; *f* – перфорированные рёбра; *g* – неоребрённые пластинчатые поверхности (гладкие каналы); *h* – неоребрённые пластинчатые поверхности (каналы с интенсификацией теплоотдачи) [14; 15]

Расчётный анализ и сравнение различных типов поверхностей компактного теплообменника

В данной работе проведён расчётный анализ различных типов поверхностей по величине удельной массы теплообменника $\gamma_{TO} = M_{TO}/G_B$, потерям давления в воздушном канале поверхностей теплообменника $\Delta p_B/p_B$, потерям давления в газовом канале поверхностей теплообменника $\Delta p_G/p_G$ и площади фронтальной поверхности $S_{F\Sigma}$ (м²), характеризующей габариты. Исходные данные по геометрическим размерам, гидравлическим сопротивлениям в каналах и параметрам, характеризующим теплопередачу (число Нуссельта *Nu*) этих поверхностей, выбраны из работ [7; 8; 19]. Сравнение различных типов поверхностей (рис. 3 – 6) осуществилось при следующих условиях: $G_B = G_G = 43$ кг/с; $\theta = 0,6$; $\Sigma = 0,05$; $T_{G1} = 1000$ К; $T_{B1} = 660$ К; $p_{G1} = 111\ 000$ Па; $p_{B1} = 1\ 497\ 000$ Па. Эквивалентный диаметр принят одинаковым для всех поверхностей. Результаты расчётов представлены на рис. 3 – 6 и в табл. 1.

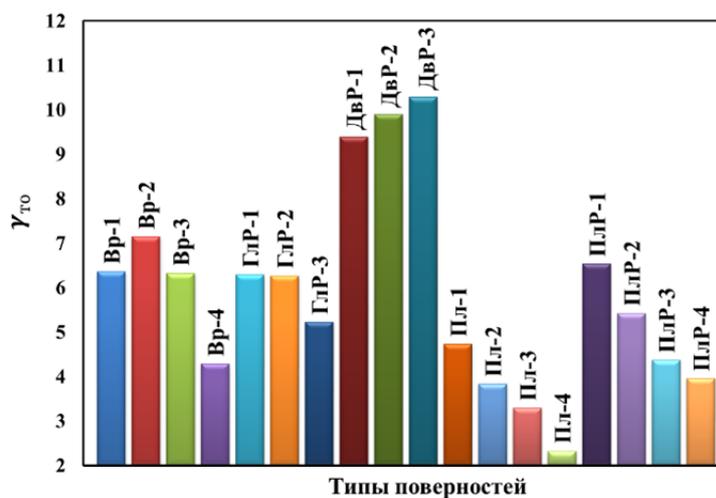


Рис. 3. Сравнение различных поверхностей теплообменников по удельной массе

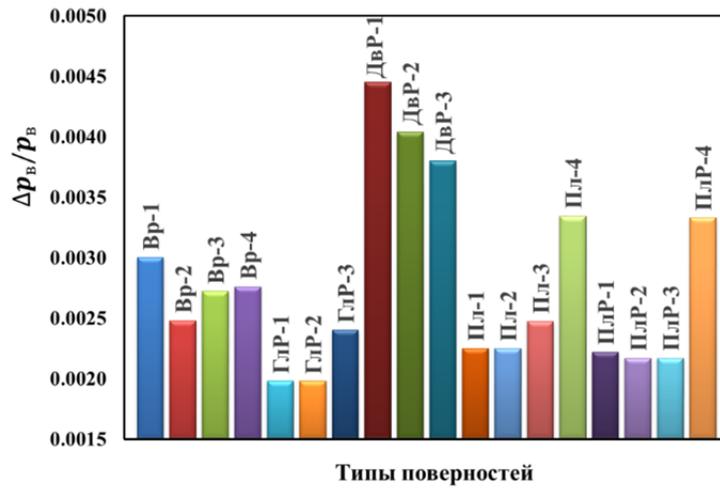


Рис. 4. Сравнение различных поверхностей теплообменников по потерям давления в воздушном канале

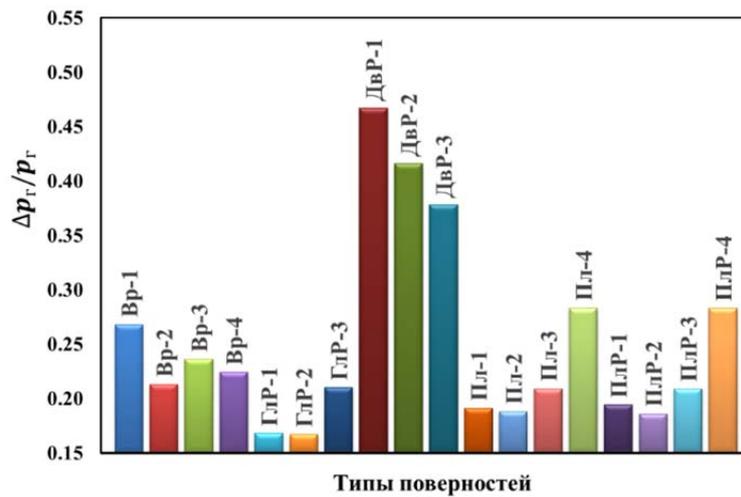


Рис. 5. Сравнение различных поверхностей теплообменников по потерям давления в газовом канале

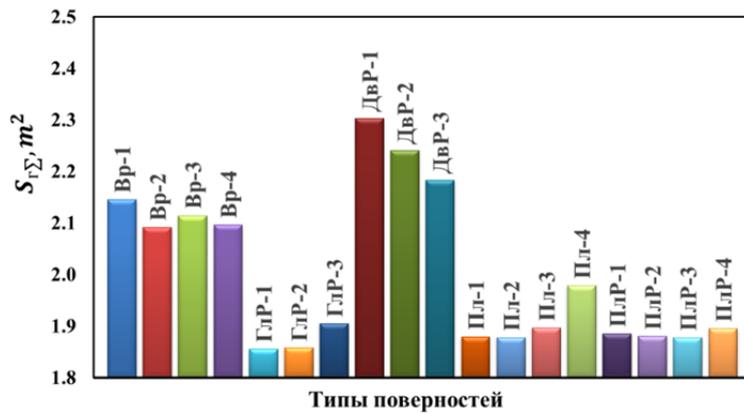


Рис. 6. Сравнение различных поверхностей теплообменников по площади фронтальной поверхности

Таблица 1. Результаты расчётов различных типов поверхностей

№ п/п	Типы поверхностей	V , м ³	M , кг	γ_{TO} , кг/кг/с	$S_{\Gamma\Sigma}$, м ²	$\Delta p_{\Gamma}/p_{\Gamma}$	$\Delta p_{B}/p_{B}$
1	Вр-1	0.1343	273.55	6.361	2.145	0.268	0.003
2	Вр-2	0.1508	307.1	7.141	2.091	0.213	0.00248
3	Вр-3	0.1334	271.74	6.319	2.114	0.236	0.00272
4	Вр-4	0.0904	184.18	4.283	2.096	0.224	0.00276
5	ГлР-1	0.1817	270.31	6.286	1.855	0.168	0.00198
6	ГлР-2	0.1811	269.39	6.264	1.857	0.167	0.00198
7	ГлР-3	0.1481	224.83	5.228	1.094	0.21	0.0024
8	ДвР-1	0.2307	403.69	9.388	2.303	0.467	0.00445
9	ДвР-2	0.2431	425.43	9.893	2.24	0.416	0.00404
10	ДвР-3	0.2528	442.34	10.287	2.183	0.378	0.0038
11	Пл-1	0.139	203.03	4.721	1.879	0.191	0.00225
12	Пл-2	0.1126	164.5	3.825	1.877	0.188	0.00225
13	Пл-3	0.0967	141.22	3.284	1.896	0.209	0.00248
14	Пл-4	0.0684	99.9	2.323	1.978	0.283	0.00334
15	ПлР-1	0.1888	280.8	6.53	1.885	0.194	0.00222
16	ПлР-2	0.1567	233.19	5.423	1.88	0.186	0.00217
17	ПлР-3	0.1262	187.81	4.367	1.878	0.209	0.00217
18	ПлР-4	0.1143	170.04	3.954	1.895	0.283	0.00333

Как видно из рис. 3, с точки зрения удельной массы теплообменника наиболее предпочтительной является поверхность Пл-4. По гидравлическим потерям она имеет приемлемые показатели (рис. 4, 5) и по площади фронтальной поверхности также имеет приемлемые значения (рис. 6). Поэтому для дальнейших исследований была выбрана поверхность Пл-4 (табл. 2) [7]. Особенности неоребрённых поверхностей теплообменников являются относительно высокое отношение поверхности теплоотдачи к единице объёма, высокая эффективность и, следовательно, возможность создания лёгких конструкций.

Таблица 2. Геометрические размеры выбранной поверхности Пл-4 [7]

ψ , град	d_s , мм	L/d_s	h' , мм	t' , мм	S' , мм	Π'/t'	δ , мм	r_1 , мм	r_2 , мм
66	1,53	50,5	1,27	2,57	1,44	1,47	0,1	0,6	0,6

Разработка модели расчёта массы компактного теплообменника

На основе алгоритмов расчёта компактного теплообменника, приведённых в работах [7; 8], были проведены расчёт компактного теплообменника для различных степеней регенерации θ и скорости течения газа. При этом результаты расчёта и принятые значения исходных данных приведены в табл. 3. На основе полученных результатов построены зависимости удельной массы теплообменника γ_{TO} от степени регенерации θ и скорости течения газа, а также зависимости относительного изменения удельной массы теплообменника $\bar{\gamma}$ от степени регенерации θ (рис. 7; 8) при расходе воздуха $G_B = 43$ кг/с.

Таблица 3. Результаты расчётов удельной массы теплообменников

№ п/п	Наименование теплообменников	Основные характеристики теплообменников				
		Исходные данные			Результаты расчётов	
		Степень регенерации θ	Скорость газа C_r , м/с	Масса теплообменника M_{TO} , кг	Удельная масса γ_{TO} , кг/кг/с	Относительная масса $\bar{\gamma}$
По методике работы [7]						
1	ТО 1	0,5	30	260	6,04	1,00
2	ТО 2	0,6	30	477	11,09	1,83
3	ТО 3	0,7	30	880	20,46	3,38
4	ТО 4	0,8	30	1750	40,69	6,73
5	ТО 5	0,9	30	4550	105,81	17,50
По методике работы [7]						
6	ТО 1	0,5	150	100	2,32	1,00
7	ТО 2	0,6	150	195	4,53	1,95
8	ТО 3	0,7	150	400	9,3	4,00
9	ТО 4	0,8	150	858	19,95	8,58
10	ТО 5	0,9	150	1992	46,32	19,92
По методике работы [8]						
11	ТО 1	0,5	30	1150	26,74	1,00
12	ТО 2	0,61	30	2095	48,72	1,82
13	ТО 3	0,65	30	3550	82,55	3,08
14	ТО 4	0,75	30	7200	167,44	6,26
15	ТО 5	0,88	30	21500	500	18,69

Кроме того, на основе опубликованных работ на рис. 7, 8 были нанесены данные (табл. 4) по пластинчатым теплообменникам авиационных газотурбинных двигателей [20-22], по пластинчатым теплообменникам стационарных газотурбинных установок [9; 10], а также по эффективным теплообменникам из работы С.Ф. MacDonald [23] и работы сотрудников Московского авиационного института [24].

На рис. 8 в относительном виде представлены данные по влиянию степени регенерации на удельную массу теплообменника γ_{TO} . Из него видно, что влияние степени регенерации на удельную массу теплообменников (градиент изменения) по разработанной модели и по различным источникам практически совпадает, что доказывает её адекватность.

Таблица 4. Основные технические характеристики теплообменников

№ п/п	Наименование теплообменника	Основные характеристики теплообменников				
		Расход воздуха G_B , кг/с	Степень регенерации θ	Масса теплообменника $M_{ТО}$, кг	Удельная масса $\gamma_{ТО}$, кг/кг/с	Относительная масса $\bar{\gamma}$
1	English Electric [9;10]	19,1	0,60	5500	288	5,1
2	ГТ-700-5 [9;10]	45	0,75	19200	427	7,5
3	ГТУ-3 [9]	5,3	0,50	300	57	1,0
4	ГТУ-6 [9]	9,2	0,65	2400	261	4,6
5	ГТУ ГТК-10-4 [9]	42,95	0,73	16045	374	6,6
6	ГТК-10 [10]	86	0,75	38700	450	8,0
7	ГТК-10 (2) [9]	86	0,81	55000	640	11,3
8	ГТ-5000 [9]	24,3	0,66	6223	256	4,5
9	ГТД-1С [24]	5	0,60	1000	200	5,5
10	Данные [24]	–	0,60	–	80	1,0
11		–	0,70	–	240	3,0
12		–	0,80	–	520	6,5
13		–	0,90	–	970	12,1
14	Данные [23] для поверхности с гладкими рёбрами	–	0,75	–	80	–
15		–	0,78	–	88	–
16		–	0,79	–	140	–
17		–	0,86	–	125	–
18		–	0,82	–	54	–
19		–	0,90	–	150	–
20	Данные [23] для неоребрённых пластинчатых поверхностей	–	0,75	–	48	–
21		–	0,77	–	52	–
22		–	0,80	–	60	–
23		–	0,85	–	68	–
24		–	0,85	–	58	–
25		–	0,90	–	65	–
26		–	0,92	–	66	–
27	ТО ГТД-1000 [20]	1,8	0,90	1000	556	–
28	ТО ГТД-700 [21]	4,3	0,62	200	47	–

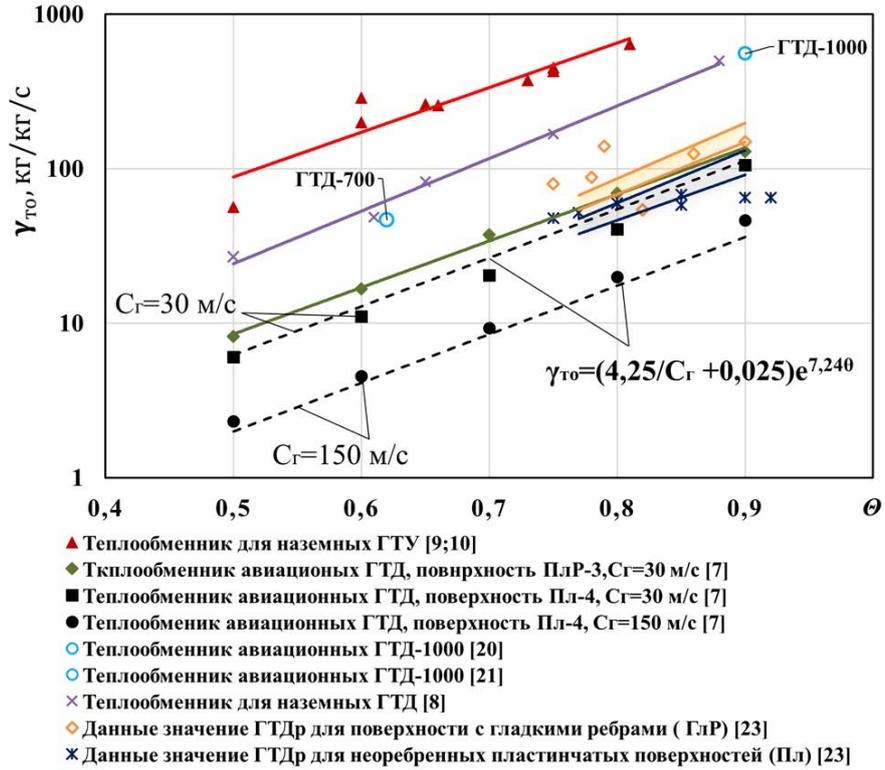


Рис. 7. Зависимости удельной массы теплообменника различных типов от степени регенерации (логарифмическая шкала)

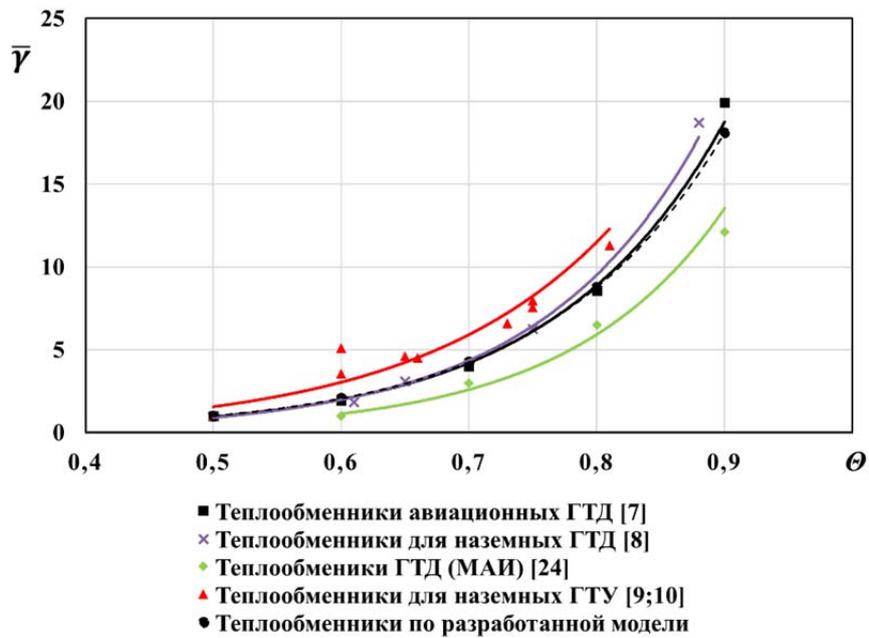


Рис. 8. Влияние степени регенерации на относительную массу теплообменников

Расчёт массы теплообменника

В зависимости от заданных степени регенерации θ и скорости протекания газа C_T через теплообменник рассчитывается удельная масса теплообменника:

$$\gamma_{TO} = (4,25/C_T + 0,025)e^{7,24\theta} \text{ (кг/кг/с)}.$$

По заданному расходу воздуха через теплообменник G_B и рассчитанной удельной массе определяется масса теплообменника:

$$M_{TO} = G_B \gamma_{TO} \text{ (кг)}.$$

Данная модель применима для пластинчатых рекуператоров с наиболее эффективными поверхностями теплообмена в диапазоне скоростей протекания газа через теплообменник от 30 до 200 м/с.

Заключение

В результате проведённых исследований разработана математическая модель расчёта массы компактного пластинчатого теплообменника, которая может применяться при совместной оптимизации параметров рабочего процесса и степени регенерации на этапе концептуального проектирования авиационных ГТД регенеративного цикла. Выбрана перекрёстная схема относительного движения рабочих сред в теплообменнике как наиболее рациональная и оптимальный тип пластинчатой поверхности теплопередачи с точки зрения минимизации массы теплообменника и гидравлических потерь в воздушном и газовом каналах – неоребрённая поверхность.

Для выбранного типа поверхности на основании детального расчётного алгоритма определена зависимость удельной массы теплообменника от степени регенерации при различных скоростях течения газа, и на этой основе получена корреляционно-регрессионная модель. Для оценки достоверности полученной модели проведён сравнительный анализ влияния степени регенерации на удельную массу теплообменника, выполненный на основании сравнения результатов расчётов по разработанной модели с данными других авторов и с данными по созданным регенераторам.

Дальнейшим направлением исследований является проведение совместной оптимизации параметров рабочего процесса и регенератора двухконтурных турбореактивных двигателей в системе самолёта и турбовальных ГТД в системе вертолёта по критериям оценки их технико-экономической эффективности.

Библиографический список

1. Агульник А.Б., Гусаров С.А., Омар Х.Х.О. Выбор основных параметров циклов газопаротурбинной установки для газоперекачивающего агрегата // Труды МАИ. 2017. № 92. <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>
2. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счёт регенерации тепла // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 4. С. 133-141.
3. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section // MATEC Web of Conferences. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010

4. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines // *Applied Thermal Engineering*. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2
5. Traverso A., Zanzarsi F., Massardo A. Cheope: a tool for the optimal design of compact recuperators // *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2004. V. 6. P. 115-123. DOI: 10.1115/GT2004-54114
6. McDonald C.F., Wilson D.G. The utilization of recuperated and regenerated engine cycles for high efficiency gas turbines in the 21st century // *Applied Thermal Energy*. 1996. V. 16, Iss. 8-9. P. 635-653. DOI: 10.1016/1359-4311(95)00078-X
7. Тихонов А.М. Регенерация тепла в авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1977. 108 с.
8. Kays W.M., London A.L. Compact heat exchangers. New York: McGraw-Hill Comp., 1984. 224 p.
9. Аронсон К.Э., Блинков С.Н., Брезгин В.И., Бродов Ю.М., Купцов В.К., Ларионов И.Д., Ниренштейн М.А., Плотников П.Н., Рябчиков А.Ю., Хаев С.И. Теплообменники энергетических установок: эл. уч. издание. Екатеринбург: УрФУ, 2015. <https://openedu.urfu.ru/files/book/>
10. Иванов В.Л., Леонтьев А.И., Манушин Э.А., Осипов М.И. Теплообменные аппараты и системы охлаждения газотурбинных и комбинированных установок. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 592 с.
11. Zohuri B. Compact heat exchangers. Selection, application, design and evaluation. Switzerland: Springer, 2017. 570 p. DOI: 10.1007/978-3-319-29835-1
12. Ranganayakulu C., Seetharamu K.N. Compact heat exchangers: Analysis, design and optimization using FEM and CFD approach. John Wiley & Sons, 2018. 541 p.
13. Doo J.H., Ha M.Y., Min J.K., Stieger R., Rolt A., Son C. An investigation of cross-corrugated heat exchanger primary surfaces for advanced intercooled-cycle aero engines (Part-I: Novel geometry of primary surface) // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2012. V. 55, Iss. 19-20. P. 5256-5267. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2012.05.034
14. Doo J.H., Ha M.Y., Min J.K., Stieger R., Rolt A., Son C. An investigation of cross-corrugated heat exchanger primary surfaces for advanced intercooled-cycle aero engines (Part-II: Design optimization of primary surface) // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2013. V. 61. P. 138-148. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.01.084
15. Байгалиев Б.Е., Щелчков А.В., Яковлев А.Б., Готышов П.Ю. Теплообменные аппараты: учебное пособие. Казань: Казанский государственный технический университет, 2012. 180 с.
16. Xiao G., Yang T., Liu H., Ni D., Ferrari M.L., Li M., Luo Zh., Cen K., Ni M. Recuperators for micro gas turbines: A review // *Applied Energy*. 2017. V. 197. P. 83-99. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.03.095
17. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines // *Heat Mass Transfer*. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3
18. Shah R.K., Sekulic' D.P. Fundamentals of heat exchanger design. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2003. 941 p.
19. Utrianen E., Sunden B. A comparison of some heat transfer surfaces for small gas turbine recuperators // *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2001. V. 3. DOI: 10.1115/2001-GT-0474
20. Беляев В.Е., Беляева С.О., Коваль В.А., Ковалева Е.А. Высокоэффективный газотурбинный двигатель мощностью 1 МВт // *Восточно-европейский журнал передовых технологий*. 2009. Т. 4, № 4 (40). С. 66-69.

21. Сиссе С.У. Тепловая эффективность рекуперативных теплообменников на частичных и неустановившихся режимах. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2000. 117 с.

22. Барский И.А., Сиссе С.У. Переходные характеристики теплообменников при любых отношения водяных эквивалентов // В сб.: «Актуальные проблемы научных исследований». М.: Машиностроение, 1999. С. 99.

23. MacDonald C.F. Recuperator considerations for future higher efficiency microturbines // Applied Thermal Engineering. 2003. V. 23, Iss. 12. P. 1463-1487. DOI: 10.1016/S1359-4311(03)00083-8

24. Ардатов К.В., Нестеренко В.Г., Равикович Ю.А. Классификация высокоэффективных рекуператоров газотурбинных двигателей // Труды МАИ. 2013. № 71. <http://trudymai.ru/published.php?ID=46706>

MATHEMATICAL MODEL FOR CALCULATING THE MASS OF A HEAT EXCHANGER IN PROBLEMS OF OPTIMIZING THE PARAMETERS OF THE WORKING PROCESS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES

© 2019

V. S. Kuz'michev Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kuzm@ssau.ru

H. H. Omar Graduate Student of the Department of Theory of Aircraft Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
dr.hewa.omar@gmail.com

A. Yu. Tkachenko Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Assistant Professor of the Department of Theory of Aircraft Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tau@ssau.ru

A. A. Bobrik Graduate Student of the Department of Theory of Aircraft Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
bobrik000al@mail.ru

Despite the fact that aviation gas turbine engines (GTE) have reached a high degree of sophistication, requirements for the improvement of their efficiency are constantly increasing. Reduction of specific fuel consumption and specific weight of the engine unit makes it possible to improve aircraft performance. One of the effective means of reducing specific fuel consumption and obtaining high thermal efficiency of a gas turbine engine is the use of heat recovery, so the interest in it holds throughout the period of development of gas turbine engines. However, the use of heat recovery in aircraft gas turbine engines is faced with a contradiction: on the one hand, heat recovery allows reducing specific fuel consumption, but, on the other hand, it increases the weight of the power plant due to the presence of a heat exchanger. Moreover, with the increase in the degree of regeneration, specific fuel consumption decreases, whereas the mass of the power plant increases. To obtain the desired effect, it is necessary to optimize simultaneously both the parameters of the engine work process and the degree of regeneration of the heat exchanger according to the criteria of evaluating the engine unit in the aircraft system. For this purpose, it is necessary to have a mathematical model for estimating the weight of a highly efficient aircraft heat exchanger. The article presents a developed mathematical model for calculating the weight of a compact plate heat exchanger used to increase the efficiency of a gas turbine engine due to the heating of compressed air entering the combustion chamber by the hot gas that enters the combustion chamber from behind the turbine. We chose a rational pattern of relative motion of the working media in the heat exchanger, the optimal type of plate-type heat transfer surface in terms of minimizing the weight of the heat exchanger and the hydraulic losses in the air and gas ducts. For the selected surface type, the dependence of the specific weight of the heat exchanger on the degree of regeneration is determined for different nozzle exhaust

velocities on the basis of a computational algorithm. To assess the reliability of the obtained model, comparative analysis of the effect of the degree of regeneration on the specific weight of the heat exchanger was carried out, based on the comparison of the results of calculations for the developed model with the data of other authors and with the data for the produced regenerators.

Aircraft gas turbine engine; recuperator; compact heat exchanger; plate heat exchanger surface; regenerative cycle; specific weight; degree of regeneration; computational model.

Citation: Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Yu., Bobrik A.A. Mathematical model for calculating the mass of a heat exchanger in problems of optimizing the parameters of the working process of aircraft gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 67-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80

References

1. Agul'nik A.B., Gusarov S.A., Omar H.H. Gas-steam turbine cycle basic parameters selection for gas pumping units. *Trudy MAI*. 2017. No. 92. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77084>. (In Russ.)
2. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Y. Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration. *Aerospace MAI Journal*. 2018. V. 25, no. 4. P. 133-141. (In Russ.)
3. Filinov E., Tkachenko A., Omar H.H., Rybakov V. Increase the efficiency of a gas turbine unit for gas turbine locomotives by means of steam injection into the flow section. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003010
4. McDonald C.F. Low-cost compact primary surface recuperator concept for microturbines. *Applied Thermal Engineering*. 2000. V. 20, Iss. 5. P. 471-497. DOI: 10.1016/S1359-4311(99)00033-2
5. Traverso A., Zanzarsi F., Massardo A. Cheope: a tool for the optimal design of compact recuperators. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2004. V. 6. P. 115-123. DOI: 10.1115/GT2004-54114
6. McDonald C.F., Wilson D.G. The utilization of recuperated and regenerated engine cycles for high efficiency gas turbines in the 21st century. *Applied Thermal Energy*. 1996. V. 16, Iss. 8-9. P. 635-653. DOI: 10.1016/1359-4311(95)00078-X
7. Tikhonov A.M. *Regeneratsiya tepla v aviatsionnykh GTD* [Heat recovery in aircraft gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 108 p.
8. Kays W.M., London A.L. Compact heat exchangers. New York: McGraw-Hill Comp., 1984. 224 p.
9. Aronson K.E., Blinkov S.N., Brezgin V.I., Brodov Yu.M., Kuptsov V.K., Larionov I.D., Nirenshteyn M.A., Plotnikov P.N., Ryabchikov A.Yu., Khaet S.I. *Teploobmenniki energeticheskikh ustanovok: el. uch. izdanie* [Heat exchangers of power installations]. Ekaterinburg: Ural Federal University Publ., 2015. Available at: <https://openedu.urfu.ru/files/book/>
10. Ivanov V.L., Leont'ev A.I., Manushin E.A., Osipov M.I. *Teploobmennye apparaty i sistemy okhlazhdeniya gazoturbinnnykh i kombinirovannykh ustanovok* [Heat exchangers and cooling systems for gas turbine and combined plants]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2004. 592 p.
11. Zohuri B. Compact heat exchangers. Selection, application, design and evaluation. Switzerland: Springer, 2017. 570 p. DOI: 10.1007/978-3-319-29835-1
12. Ranganayakulu C., Seetharamu K.N. Compact heat exchangers: Analysis, design and optimization using FEM and CFD approach. John Wiley & Sons, 2018. 541 p.
13. Doo J.H., Ha M.Y., Min J.K., Stieger R., Rolt A., Son C. An investigation of cross-corrugated heat exchanger primary surfaces for advanced intercooled-cycle aero engines

(Part-I: Novel geometry of primary surface). *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2012. V. 55, Iss. 19-20. P. 5256-5267.

DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2012.05.034

14. Doo J.H., Ha M.Y., Min J.K., Stieger R., Rolt A., Son C. An investigation of cross-corrugated heat exchanger primary surfaces for advanced intercooled-cycle aero engines (Part-II: Design optimization of primary surface). *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2013. V. 61. P. 138-148. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.01.084

15. Baygaliev B.E., Shchelchikov A.V., Yakovlev A.B., Gotyshov P.Yu. *Teploobmennye apparaty: uchebnoe posobie* [Heat exchangers. Study guide]. Kazan: Kazan State Technical University Publ., 2012. 180 p.

16. Xiao G., Yang T., Liu H., Ni D., Ferrari M.L., Li M., Luo Zh., Cen K., Ni M. Recuperators for micro gas turbines: A review. *Applied Energy*. 2017. V. 197. P. 83-99. DOI: 10.1016/j.apenergy.2017.03.095

17. Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., Kim K.S. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines. *Heat Mass Transfer*. 2009. V. 46, Iss. 2. P. 175-186. DOI: 10.1007/s00231-009-0560-3

18. Shah R.K., Sekulic' D.P. *Fundamentals of heat exchanger design*. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2003. 941 p.

19. Utrianen E., Sunden B. A comparison of some heat transfer surfaces for small gas turbine recuperators. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2001. V. 3. DOI: 10.1115/2001-GT-0474

20. Belyaev V.E., Belyaeva S.O., Koval' V.A., Kovaleva E.A. Highly efficient 1 MW gas turbine engine. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2009. V. 4, no. 4 (40). P. 66-69. (In Russ.)

21. Sisse S.U. *Teplovaya effektivnost' rekuperativnykh teploobmennikov na chastichnykh i neustanovivshikhsya rezhimakh. Diss. ... kand. tekhn. nauk* [Thermal efficiency of recuperative heat exchangers in partial and unsteady modes. Candidate of Science (Engineering) Dissertation]. Moscow, 2000. 117 p.

22. Barskiy I.A., Sisse S.U. Perekhodnye kharakteristiki teploobmennikov pri lyubykh otnosheniya vodyanykh ekvivalentov. *V sb.: «Aktual'nye problemy nauchnykh issledovaniy»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1999. P. 99. (In Russ.)

23. MacDonald C.F. Recuperator considerations for future higher efficiency microturbines. *Applied Thermal Engineering*. 2003. V. 23, Iss. 12. P. 1463-1487. DOI: 10.1016/S1359-4311(03)00083-8

24. Ardatov K.V., Nesterenko V.G., Ravikovich Y.A. Classification of high-performance recuperators GTE. *Trudi MAI*. 2013. No. 71. Available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=46706>. (In Russ.)

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2019

- Л. А. Магеррамова** доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник сектора исследовательского центра «Динамика, прочность, надёжность»;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
info@ciam.ru
- Ю. А. Ножницкий** доктор технических наук, профессор, директор исследовательского центра «Динамика, прочность, надёжность»;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
nozhnitsky@ciam.ru
- С. А. Волков** начальник отдела камер сгорания;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
info@ciam.ru
- М. Е. Волков** начальник комплекса установок «ВИК» исследовательского центра «Динамика, прочность, надёжность»;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
info@ciam.ru
- В. Ж. Чепурнов** научный сотрудник отдела «Газовые турбины»;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
info@ciam.ru
- С. В. Белов** начальник сектора отдела «Газовые турбины»;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
info@ciam.ru
- И. С. Вербанов** инженер 2 категории отдела «Авиационные двигатели»;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
info@ciam.ru
- С. В. Заикин** начальник КБ «Аэрокосмические двигатели»;
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;
info@ciam.ru

Важными преимуществами при внедрении аддитивных технологий (АТ) являются возможности уменьшения массы, упрощения конструкции, снижения затрат времени и средств на разработку, изготовление и эксплуатацию. На основе применения АТ можно существенно повысить топливную эффективность, улучшить экологические и другие характеристики авиационных двигателей. В ЦИАМ в настоящее время проводятся исследования возможности применения АТ при создании различных деталей и узлов двигателей. Приведены примеры разработок, выявлены преимущества применения АТ и обозначены проблемы, возникающие при внедрении этих технологий. Спроектированы с использованием методов оптимизации и с учётом возможностей АТ изготовлены модели лопаток турбин с высокоэффективной системой охлаждения, в частности, с проникающим охлаждением. Показаны возможности применения АТ для изготовления элементов пресс-форм для прецизионного литья лопаток газотурбинных двигателей (ГТД) из жаропрочных сплавов и керамических стержней. Спроектированы и изготовлены методом АТ элементы двухзонного фронтального модуля малоэмиссионной камеры сгорания перспективного ГТД. Проводятся исследования перспективных ветвистых

древовидных каналов теплообменных аппаратов с взаимно-пористыми телами, которые могут быть изготовлены только методами АТ и применение которых позволит повысить эффективность теплообмена при меньшей массе, чем у конструкций, изготовленных по традиционным технологиям. АТ применены для изготовления сложных элементов прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Проведены успешные огневые испытания напечатанных секций камер сгорания. Разработаны ячеистые конструкции для применения в деталях ГТД с целью снижения их массы. Изготовлены методом АТ модельные полые лопатки с ячеистым наполнителем. Проведены испытания спроектированных ячеистых образцов. Показаны возможности снижения массы элементов конструкции при использовании ячеистых структур, полученных методами АТ. Осуществляются исследования созданных с помощью АТ полых дисков турбин и других деталей двигателя. Проведённые работы показывают перспективность применения АТ при создании широкого спектра деталей и узлов двигателей.

Авиационные двигатели; детали; узлы; аддитивные технологии.

Цитирование: Магеррамова Л.А., Ножницкий Ю.А., Волков С.А., Волков М.Е., Чепурнов В.Ж., Белов С.В., Вербанов И.С., Заикин С.В. Перспективы применения аддитивных технологий для создания деталей и узлов авиационных газотурбинных двигателей и прямоточных воздушно-реактивных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 81-98.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-81-98

Охлаждаемые лопатки турбин

Одним из основных направлений повышения топливной эффективности ГТД является повышение температуры газа перед турбиной. При достигнутом уровне температуры газа перед турбиной $T_g^* = 1850 \div 1950$ К дальнейшее увеличение температуры возможно только при разработке более эффективных систем охлаждения лопаток турбины и/или новых конструкционных материалов и покрытий. В связи с усложнением систем охлаждения лопаток применение традиционных технологий их изготовления становится затруднительным или невозможным, поэтому применение для создания лопаток турбин технологии послойного синтеза (АТ) весьма актуально.

Преимущества применения технологии селективного лазерного сплавления (SLM, СЛС) для изготовления лопаток заключается в возможности реализации невыполнимых ранее или сложно выполнимых с технологической точки зрения схем охлаждения лопатки, в частности, создание лопатки с системой проникающего охлаждения или со структурой пористого материала. Особенностью SLM является высокая шероховатость поверхности изготовленной детали, причём шероховатость поверхности различна на разных участках детали [1]. Шероховатость поверхности зависит от размера частиц порошка, режимов спекания и от ориентации детали в 3D принтере. При проектировании лопатки, планируемой к изготовлению по технологии SLM, необходимо обеспечить требуемые гидравлические характеристики каналов воздушного охлаждения, в том числе исключить появление «поддержек» во внутренних полостях системы охлаждения лопатки.

В настоящее время из-за высокой шероховатости наружную поверхность лопатки необходимо дополнительно обрабатывать, а предназначенные для плёночного охлаждения различные отверстия в профильной части лопатки осложняют эту обработку. В работе [2] проведено исследование поверхности каналов при различной ориентации опытного образца в камере 3D принтера. Получено, что отличие проходной площади отверстий от проектных значений может достигать 76%. В связи с этим целесообразно выращивать лопатки без перфорации, а отверстия выполнять по традиционной технологии (обычно электроэрозионным методом или с помощью лазера).

В настоящее время существует несколько жаропрочных сплавов, порошки которых возможно использовать в технологии SLM: Inconel 718, Inconel 939 зарубежного

производства и ЭП648ПС, ЭП741НП отечественного производства. Представленные материалы не обладают требуемыми прочностными свойствами для изготовления рабочих лопаток турбин высокого давления с температурой металла, достигающей 1150°C. Современные лопатки высокотемпературных турбин изготавливают из монокристаллических сплавов. Работы по послойному синтезу монокристаллических образцов начаты [3], но пока не достигли стадии промышленного применения.

В связи с перечисленными выше особенностями технологии SLM пока не могут быть применены для изготовления лопаток перспективных высокотемпературных турбин, однако 3D печать активно используется для изготовления лопаток с целью отработки новых систем охлаждения на экспериментальных образцах. Данная технология позволяет уже на стадии проектирования изготавливать лопатки и проводить экспериментальные исследования эффективности системы охлаждения, дорабатывать и оптимизировать конструкции без значительных затрат на изготовление образцов по традиционным технологиям.

Для исследования эффективности перспективных систем охлаждения в ЦИАМ создан научно-технический задел и проводятся пакетные испытания решёток профилей с лопатками турбин, изготовленными методами АТ. При экспериментальных исследованиях удалось получить данные о температурных полях на профильных поверхностях и расходных характеристиках систем охлаждения лопаток при обтекании турбинных решёток газовым потоком. Эти данные позволяют оценить эффективность системы охлаждения и выявить зоны возможного локального перегрева лопатки.

В ЦИАМ проведены испытания опытных лопаток, изготовленных по SLM технологии из жаропрочного сплава Inconel 718 с перспективной системой охлаждения при температуре газового потока T_G^* на 100-150 К, превышающей достигнутую на серийных двигателях. В процессе испытаний выполнено термометрирование образцов рабочих охлаждаемых лопаток с проникающей системой охлаждения при температуре газа на входе в решётку до $T_G^* = 2000$ К при относительном расходе охлаждающего воздуха $G_B = 4,5-4,8\%$, определены значения эффективности охлаждения θ в среднем сечении образцов лопаток. Эффективность охлаждения лопаток определялась по измеренной температуре газового потока на входе в решётку по известной зависимости

$$\theta = \frac{T_G^* - T_L}{T_G^* - T_B^*},$$

где T_G^* – температура газа на входе в решётку; T_L – температура лопатки; T_B^* – температура охлаждающего воздуха на входе в лопатку.

При температуре газового потока $T_G^* = 2000$ К и расходе охладителя $G_B = 4,5\%$ экспериментальные значения эффективности охлаждения в среднем сечении лопатки составили $\theta = 0,55-0,7$. Анализ результатов испытаний показал, что при использовании исследованной системы охлаждения температура газа перед турбиной может быть повышена до требуемого уровня.

При разработке высокоэффективных систем охлаждения проводятся расчётно-экспериментальные исследования интенсивности теплообмена и гидравлических характеристик на образцах элементов лопатки, включающих как наружные поверхности лопатки, так и охлаждающие каналы различных форм. Для изготовления опытных образцов активно применяются АТ. Исследование процессов теплообмена и гидравлических характеристик на образцах весьма популярно в мире и широко применяется в ЦИАМ, что позволяет детально определять теплогидравлические характеристики элементов лопаток, а также верифицировать их математические модели. На рис. 1, а показан изготовленный по технологии SLM экспериментальный образец для исследования интенсивности теплообмена на профиле сопловой лопатки турбины высокого давления

(ТВД). На рис. 1, б – г показаны модель и опытный образец – элемент рабочей лопатки с системой проникающего охлаждения для исследования гидравлических характеристик и интенсивности теплообмена в щелевых каналах лопатки.

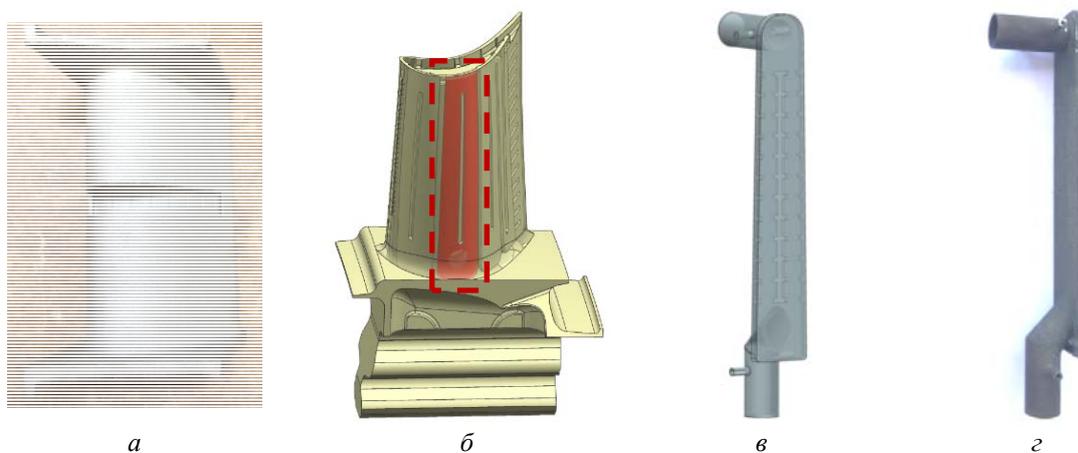


Рис. 1. Экспериментальные образцы для исследования процессов теплообмена и гидравлических характеристик:

- а – изготовленный экспериментальный образец для исследования интенсивности теплообмена на профиле сопловой лопатки;*
- б – 3D-модель рабочей лопатки с выделенным исследуемым каналом;*
- в – 3D-модель щелевого канала; г – изготовленный щелевой канал*

Изготовление оснастки для литья охлаждаемых лопаток турбин

Традиционная технология производства охлаждаемых лопаток методом прецизионного литья включает множество операций, в том числе изготовление металлических пресс-форм для оболочки и стержня методами механической обработки, изготовление керамических стержней, выплавляемых моделей, керамических оснасток.

Изготовление пресс-формы методом механической обработки – длительный и сложный технологический процесс, включающий получение заготовок деталей пресс-формы из поковок, проката или литьём из инструментальных сталей, предварительную обработку заготовок на станках с ЧПУ, слесарную обработку, термическую обработку, чистовую обработку заготовок деталей на металлорежущих станках, доводку наиболее ответственных поверхностей заготовок деталей пресс-форм, контрольную сборку и испытание пресс-формы. Все эти трудоёмкие и длительные операции производства пресс-форм можно заменить выращиванием их из твёрдой стали методом СЛС [4-6].

На рис. 2, а показаны выращенные элементы пресс-формы для изготовления выжигаемых моделей для литья лопаток. Таким же образом может быть изготовлена пресс-форма для шликерного формования или изготовления выжигаемой модели стержня (рис. 2, б).

Одной из важных задач при изготовлении литьём лопаток с перспективными высокоэффективными схемами охлаждения по технологии литья является получение керамического стержня, формирующего внутренние каналы лопатки. 3D-модель стержня представляет собой сложную внутреннюю полость охлаждаемой лопатки. Стержень будет служить вкладышем в пресс-форму для изготовления литейной формы и в последующем должен удаляться с помощью щелочи. Ввиду сложной конфигурации каналов применение пресс-форм для изготовления таких стержней не всегда возможно.

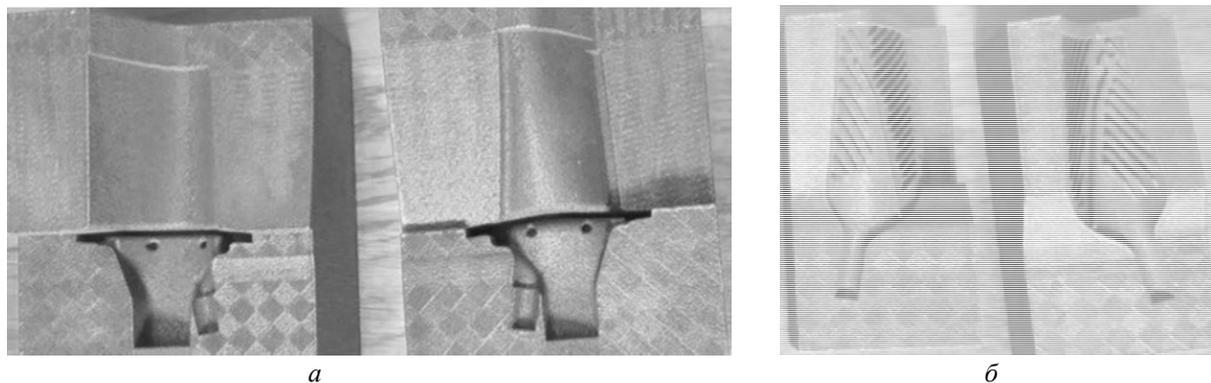


Рис. 2. Напечатанные методом СЛС металлические элементы пресс-форм для литья турбинной лопатки: для наружной оболочки (а), для стержня (б)

Керамический стержень можно напечатать по трёхмерной модели. В этом случае выращивание с помощью АТ (методами SLA и DLP) керамических стержней для литья может существенно снизить трудоёмкость изготовления лопаток.

Стереолитография (SLA) – метод послойного отверждения одной или несколькими лазерными головками специальной керамической пасты – смеси фотополимера с керамическим порошком. На рис. 3, а, б представлены стержни лопаток, изготовленные методом SLA на установках «3DCeram» и «Lithoz» соответственно.

В отличие от технологии SLA в DLP (цифровой светодиодной проекции) на поверхность построения проецируется изображение целого слоя до затвердевания полимерной смолы. Таким образом слой за слоем формируется будущий прототип детали. Установки, работающие по технологии DLP, по точности и качеству изготовления сопоставимы с установками, использующими технологию стереолитографии (SLA), а применение светодиодных проекторов обеспечивает снижение стоимости 3D установок DLP. Основным недостатком метода DLP является высокая стоимость фотополимерной смолы. На рис. 3, в представлен стержень рабочей лопатки, изготовленный по технологии DLP на установке «Admatec».

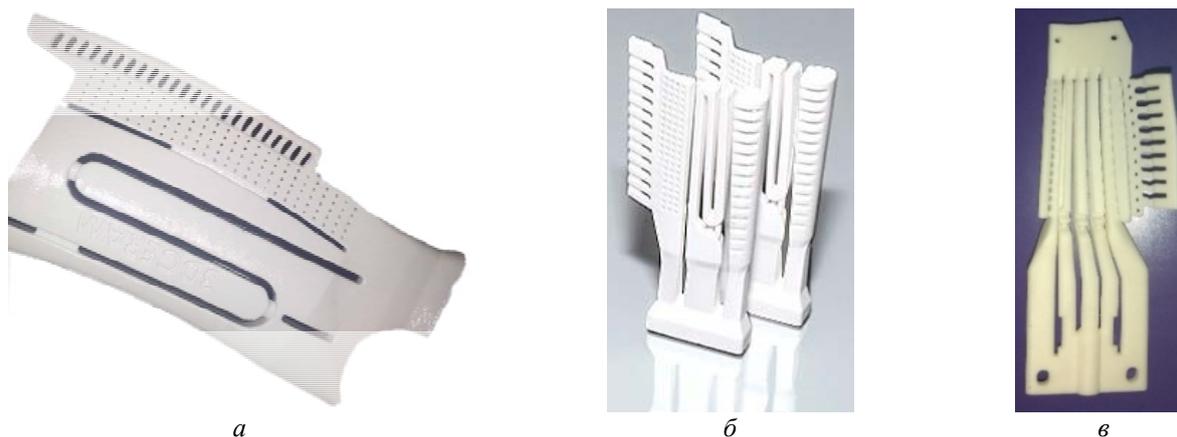


Рис. 3. Стержни лопаток, изготовленные по технологии SLA на установках «3DCeram» (а) и «Lithoz» (б); по технологии DLP на установке «Admatec» (в)

Общим недостатком для технологий SLA и DLP является значительная (достигающая 30%) усадка, проявляющаяся при выжигании из заготовки керамической детали

фотополимера, в связи с чем необходима корректировка исходной 3D-модели стержня таким образом, чтобы конечная деталь имела минимально допустимые отклонения от требуемых размеров.

Также применение АТ для изготовления стержней лопаток затруднено отсутствием в России отечественных промышленных установок, связующих фотополимеров и керамических порошков для SLA и DLP. Кроме того, необходимо проведение исследований по определению эксплуатационных свойств «напечатанных» стержней, в том числе по обеспечению возможности удаления их из заготовок отлитых лопаток.

Применение 3D печати керамических стержней, а также пресс-форм для перспективных литых лопаток может существенно снизить трудоёмкость изготовления лопаток турбин и позволит создавать лопатки с высокоэффективными системами охлаждения.

Элементы камер сгорания

В настоящее время в мировой практике имеется опыт изготовления двухзонных фронтальных модулей TAPS II (Twin Annular Premixing Swirler) методом SLM. Это позволяет снизить массу фронтальных модулей, уменьшить стоимость изготовления, обеспечить требуемую стабильность расходных характеристик для воздуха и топлива, а также характеристик распыливания топлива.

В авиационных камерах сгорания используется схема организации процесса горения бедной однородной смеси с предварительным испарением и смешением топлива с воздухом. При использовании этой схемы удаётся добиться более низких выбросов оксидов азота по сравнению с получаемыми при использовании других схем. Реализация способов снижения эмиссии NO_x для перспективных схем малоэмиссионных камер сгорания возможна при условии внедрения аддитивных методов изготовления фронтальных модулей.

В ЦИАМ спроектирован двухзонный фронтальный модуль (ДФМ) с целью снижения эмиссии NO_x на 45-60%. Для изготовления деталей ДФМ методом SLM в качестве материала был выбран порошок высоколегированной нержавеющей стали PH1. Минимальная толщина слоя – 20 мкм, минимальная толщина стенки детали – 0,3-0,4 мм. По 3D технологическим моделям на установке EOSINT M280 изготовлены основные детали ДФМ: завихритель воздушный, распылитель, шнек и форсунка (рис. 4, а – г). Остальные детали изготовлены из стандартного материала 12Х18Н10Т с использованием сварки и пайки. Осуществлена общая сборка опытного экземпляра ДФМ (рис. 4, д) с применением изготовленных сборочных единиц. Запланированы испытания.

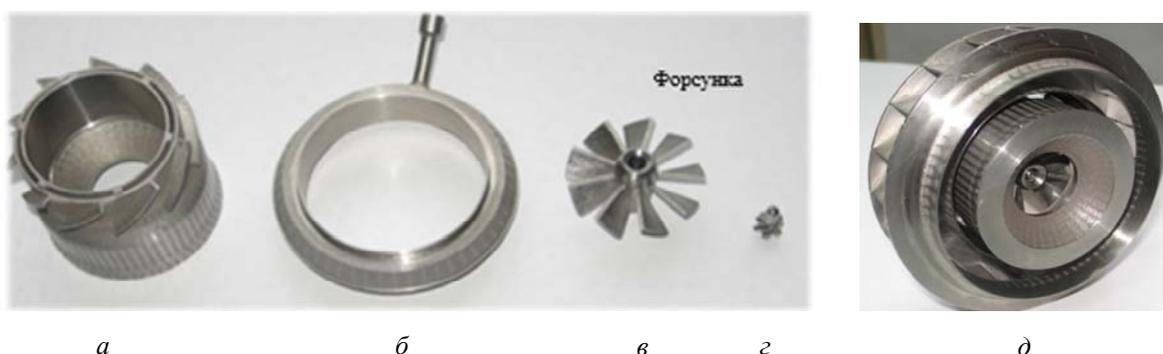


Рис. 4. Двухзонный фронтальный модуль. Напечатанные основные детали: завихритель (а), распылитель (б), шнек (в), форсунка (г). ДФМ в сборе (д)

Теплообменные аппараты

Целью конструирования теплообменных аппаратов (ТА) является стремление создать структуру, обеспечивающую максимизацию теплоотдачи, минимизацию гидравлических потерь для обоих участвующих в теплообмене теплоносителей при обеспечении герметичности, лёгкости, компактности и прочности.

Применение взаимно-пористых структур и топологически оптимальных ветвистых древовидных теплообменных каналов позволит добиваться большей эффективности и лучших массогабаритных характеристик ТА по сравнению с трубчатыми и пластинчатыми схемами ТА. Взаимно-пористые тела – это разновидность пористых теплообменных элементов, в каркасе которых образованы каналы для теплоносителя. При этом поверхности данного пористого тела разграничивают течение двух теплоносителей, образуя две структуры каналов, герметичных по отношению друг к другу.

С помощью оптимизационных численных генетических алгоритмов, внедряемых в программные инженерные комплексы, в ближайшем будущем возможно проектирование ветвящихся древовидных теплообменных аппаратов (ВДТА) с каналами, по эффективности приближающимися к кровеносной системе человека.

В настоящее время перспективным направлением в мировых исследованиях в области проектирования, в том числе ТА, является разработка генетических и иных методов топологической оптимизации. В двухмерной постановке задача поиска оптимальной геометрической формы охлаждающего устройства сформулирована в [7]. Применительно к теплообменным аппаратам рекуперативного типа, в которых теплообмен осуществляется между двумя потоками через тонкую стенку, алгоритмы прямой топологической оптимизации конструкций крайне сложны и в настоящий момент известными программными средствами не реализованы.

Взаимно-пористые тела можно изготовить с использованием АТ. Применение АТ открывает возможности изготовления теплообменных аппаратов с оптимальной топологией каналов без присущих существующим технологиям производства ограничений, что открывает широкие перспективы для оптимизации конструкций. В ЦИАМ ведутся работы по проектированию и изготовлению методами АТ перспективных ветвистых ТА-демонстраторов с взаимно-пористой теплообменной структурой.

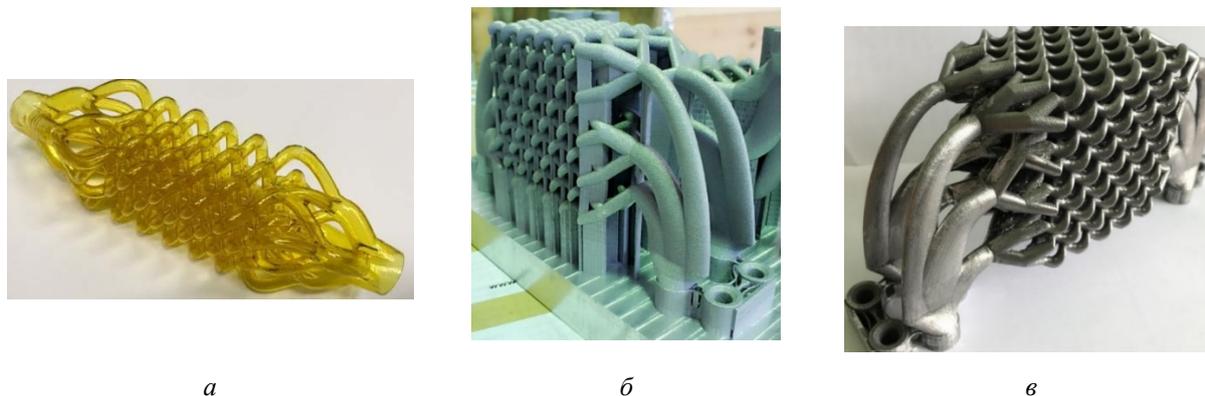
Для гидравлических исследований равномерности распределения потоков жидкости по ветвям и каналам древовидных теплообменников с пористыми структурами в лабораторных условиях целесообразно использовать прозрачные образцы высокой точности, изготавливаемые на фотополимерных 3D принтерах. Пример образца, изготовленного в ЦИАМ, представлен на рис. 5, а.

Осуществлена первичная технологическая отработка методики изготовления с использованием АТ.

Представленный теплообменник проектировался как демонстратор технологии и первый металлический образец ветвящегося древовидного ТА. Для печати была подготовлена 3D модель ВДТА, которая включала в себя последовательно ветвящиеся каналы и теплообменную взаимно-пористую матрицу теплообменника [8]. Изготовление было осуществлено послойным спеканием алюминиевого порошка (AlSi10Mg) методом DMLS (Direct metal laser sintering – прямое лазерное спекание металлов) (рис. 5, б).

Проблемой после печати ВДТА стало удаление поддержек. Исключив использование поддержек, DMLS методом не удалось бы распечатать образец ВДТА из алюминиевого порошка. Теплообменная поверхность имеет две характерные зоны: последовательно ветвящиеся теплообменные каналы и взаимнопористые теплообменные структуры. Первично оба типа этих поверхностей были обработаны грубым механическим способом, что привело к нарушению целостности конструкции в нескольких ме-

стах. Доводка и шлифовка осуществлялись вручную с использованием ручных фрезеральных и шлифовальных машин (рис. 5, в).



а

б

в

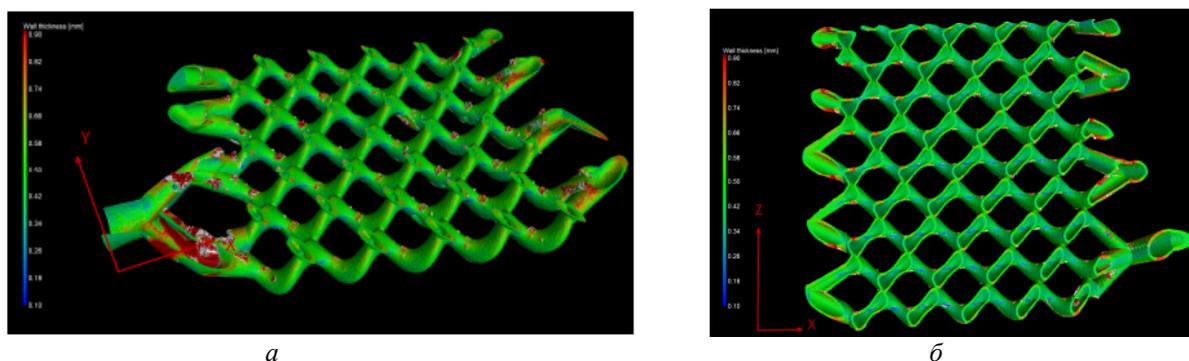
Рис. 5. ВДТА:

а – образец ветвящейся древовидной структуры;
б – 3Д модель фото после изготовления АТ с поддержками;
в – после ручной фрезерной обработки и шлифовки

Для анализа полученной структуры был использован метод томографической инспекции на системе RayScan+.

Анализ напечатанного ВДТА показал, что на большей части длины трубочек их толщина варьируется от 0,4 до 0,5 мм. Во впадинах спиралей трубочек сверху и снизу относительно оси Z наблюдалось локальное увеличение толщины до 0,9 – 1,2 мм (рис. 6, а). Был сделан вывод, что утолщения трубочек соответствуют местам крепления технологической поддержки. Внутренняя поверхность каналов чистая, без значительных остатков порошка, без его налипания или засоров, шероховатость внутренней поверхности соответствует качеству наружной поверхности. В вертикальном направлении присутствовали регулярные утонения стенок трубочек (рис. 6, б). Толщина стенки в этих местах составляла 0,2 – 0,3 мм, что может быть связано с особенностью процесса спекания порошка в указанной области.

Полученная конструкция ветвящегося древовидного теплообменника обладает умеренной шероховатостью. Необходима доработка технологического процесса печати. В дальнейшем также необходима обработка поверхностей теплообменника, например гидроабразивным, электроэрозионным или другим методом.



а

б

Рис. 6. Томографический анализ ВДТА:
распределения толщин стенок в одном слое трубочек (а);
внутренняя структура каналов трубочек (б)

Детали прямого воздушного-реактивного двигателя

АТ активно применяются для изготовления сложных элементов ПВРД. К таким элементам относятся критические участки разгонных сопел для моделирования высокоскоростных потоков, элементы дроссельных моделей со сложной геометрической формой (рис. 7, а), напечатанные по трёхмерным моделям без подготовки чертежей. Применение АТ упростило технологию изготовления фронтального устройства (ФУ) огневого подогревателя (рис. 7, б), сократило время и уменьшило стоимость его изготовления.

Экспериментальная отработка перспективных моделей ПВРД сопряжена с определёнными трудностями их охлаждения, так как температура торможения воздушного потока, в котором происходит полёт летательного аппарата, превышает 1250 К. Это делает невозможным воздушное охлаждение элементов ПВРД, как это осуществляется в ГТД. Для охлаждения камер сгорания (КС) используют имеющееся на борту горючее. В этом случае из-за ограниченного хладоресурса диаметры каналов охлаждения должны быть минимальных размеров. С помощью АТ изготовлены секции экспериментальных КС ПВРД с регенеративной системой охлаждения (рис. 7, в) с размерами каналов $1,5 \times 2$ мм, а также секции КС с размерами каналов 3×3 мм и толщиной стенки 0,5 мм, предназначенные для испытаний перспективных жаростойких композиционных материалов с рабочей температурой до 2600 К (рис. 7, г).

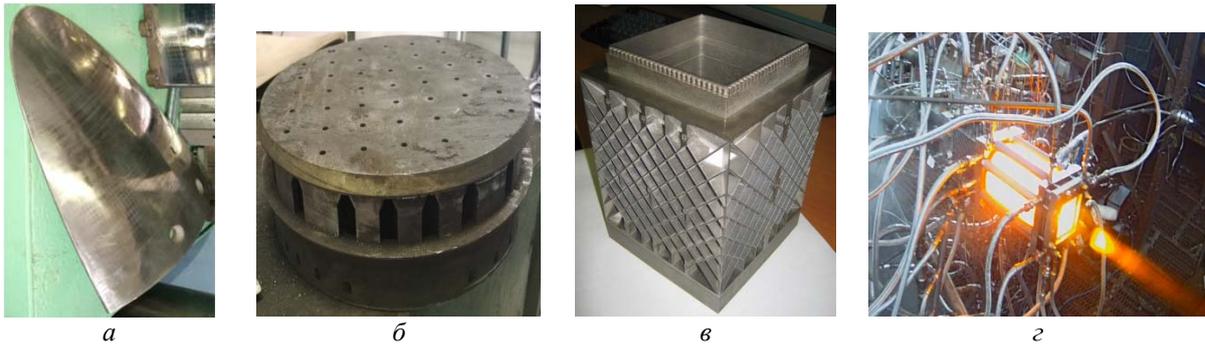


Рис. 7. Напечатанные элементы ПВРД:
 а – масштабная дроссельная модель; б – корпус ФУ; в – секции экспериментальной КС;
 г – огневые испытания напечатанной секции КС

Критические участки профилированных аэродинамических сопел для работы при полных температурах более 2000 К в ядре газового потока планируется изготавливать АТ из порошков жаропрочных бронз (БрХ0.8, сплав 1, сплав 273) фракции 5-10 мкм с формированием каналов охлаждения с переменным профилем.

Выращенная из нержавеющей стали деталь дроссельного узла с тонкими каналами (рис. 8, а) была подвергнута томографической инспекции.

Внутренняя структура каналов представлена на рис. 8, б. Из-за высокой радиационной толщины наружного диска вдоль каналов присутствуют области с пониженной контрастностью, что не позволяет применить автоматический анализ качества поверхности. Однако контрастность изображения достаточна для визуальной оценки. На изображениях можно увидеть, что на протяжении всей длины не наблюдается засоров, недопустимого уменьшения проходного сечения и шероховатости стенок каналов.

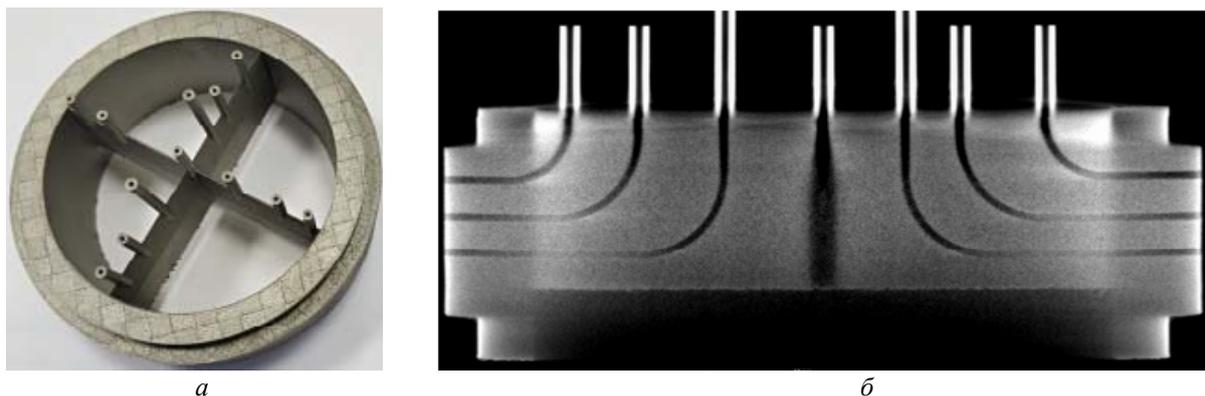


Рис. 8. Деталь дроссельного узла:
а – внешний вид; б – томографический снимок внутренней структуры каналов

Ячеистые структуры

Снижение массы деталей и узлов авиационных двигателей можно обеспечить путем применения ячеистых и решётчатых конструкций.

Применение ячеистых структур может позволить обеспечить требуемую жёсткость и прочность деталей, подверженных растяжению, сжатию, изгибу, в том числе ударным нагрузкам. Разрушение отдельных элементов решётчатой / ячеистой конструкции не ведёт к разрушению всей детали в отличие от ситуации в обычном цельнометаллическом объекте, в котором трещина продолжает расти с ростом нагрузки и может привести к разрушению всей детали.

Изготовление деталей, содержащих ячеистые конструкции, возможно аддитивными методами.

В ЦИАМ проводятся исследования прочностных характеристик ячеистых структур и разрабатываются лёгкие содержащие ячеистые структуры детали для использования в конструкциях лопаток, корпусов [9-12]. Проводятся расчётные и экспериментальные исследования, на основе которых определены некоторые рациональные структуры с учётом различного вида нагрузок. Для выявления возможности применения технологии SLM спроектированы и напечатаны различные образцы для испытаний и лопатки с решётчатыми и ячеистыми структурами.

На рис. 9 показаны: а) металлическая модель лопатки компрессора с наполнителем в виде гофра с томографическими снимками сечений, б) металлическая модель лопатки компрессора с ячеистым наполнителем, в) стереолитографическая модель лопатки компрессора с ячеистой структурой, г) металлическая модель лопатки турбины низкого давления (ТНД) с томографическими снимками сечений.

Возможность изготовления таких конструкций подтверждается результатами томографической инспекции. В ЦИАМ проведены исследования различных видов ячеистых структур. Для выявления характеристик ячеистых конструкций выбрано несколько вариантов структур, для которых проведены численные и экспериментальные исследования. Спроектированы плоские образцы, которые представляют собой сэндвич-панели, состоящие из сплошных пластин, пространство между которыми заполнено ячеистыми структурами.

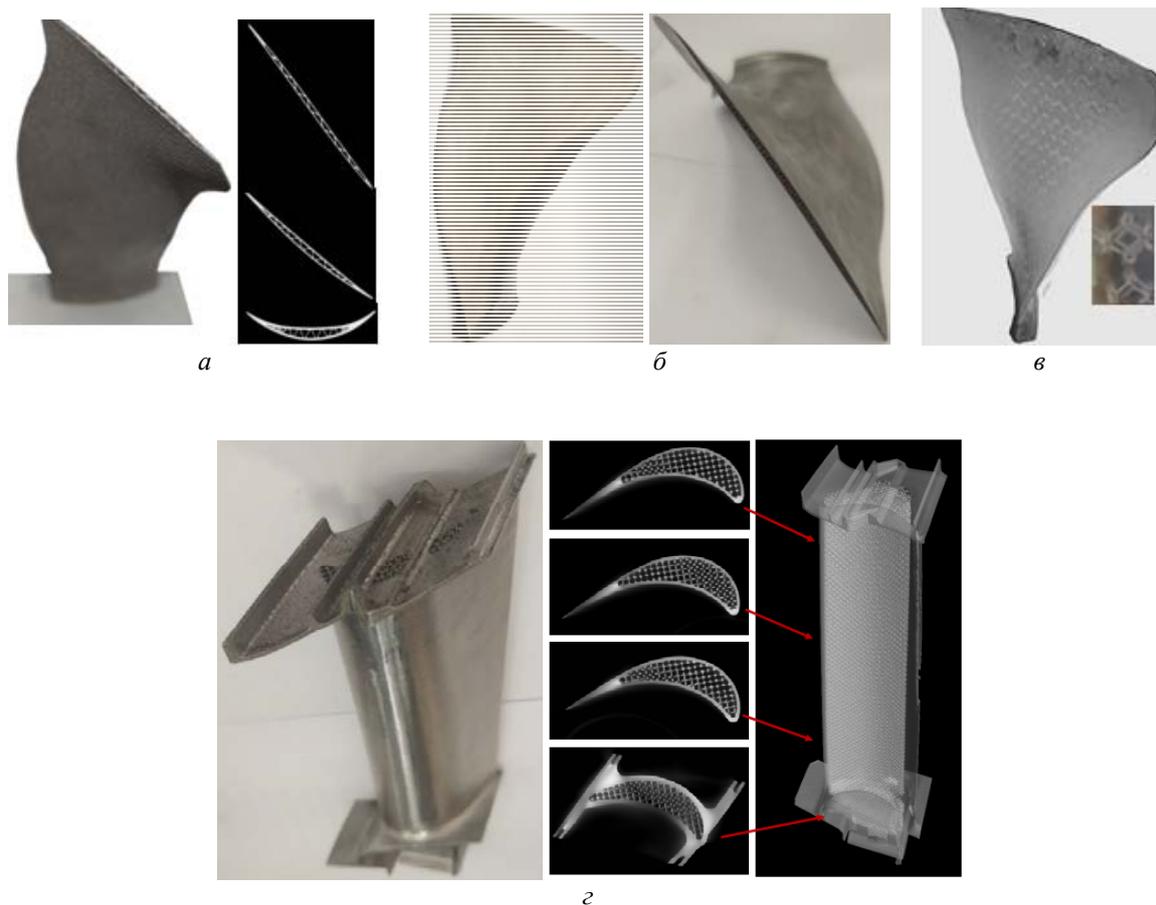


Рис. 9. Напечатанные лопатки с решётчатыми и ячеистыми структурами:
 а – металлическая модель лопатки компрессора с наполнителем в виде гофра с томографическими снимками сечений;
 б – металлическая модель лопатки компрессора с ячеистым наполнителем;
 в – стереолитографическая модель лопатки компрессора с ячеистой структурой;
 г – металлическая модель лопатки ТНД с томографическими снимками сечений

Образцы изготовлены из порошка (10-40 мкм) титанового сплава CL41 Ti (Ti6Al4V) методом (SLM) на установке Concept Laser M2 Cusing SingleLaser 400W. Использовано программное обеспечение Materialise Magics.

Образцы состоят из пластин, соединённых ячеистыми структурами. На рис. 10 приведён эскиз и напечатанный образец с ячеистой структурой для испытаний на растяжение.



Рис. 10. Образец с ячеистой структурой для испытаний на растяжение:
 эскиз (а); напечатанный образец (б)

Проведены испытания образцов на растяжение с тремя типами ячеистых структур: тип 1 – ромбический додекаэдр, размер ячейки 4×4×4 мм, толщина элемента ~0,6 мм, сечение элемента – окружность (RD4); тип 2 – додекаэдр, размер ячейки 3,5×3,5×3,5 мм, толщина элемента ~0,4 мм, сечение элемента – треугольник (DM3.5); тип 3 – ромбический додекаэдр, размер ячейки 3,5×3,5×3,5 мм, толщина элемента ~0,5 мм, сечение элемента – окружность (RD3.5).

Проведено численное моделирование растяжения образцов с ячеистыми структурами. Для определения разрушающих нагрузок образец растягивался силами различной величины до достижения напряжений в элементах, соответствующих значениям, несколько превышающим предел прочности литейного титанового сплава. На рис. 11 показаны результаты расчётов.

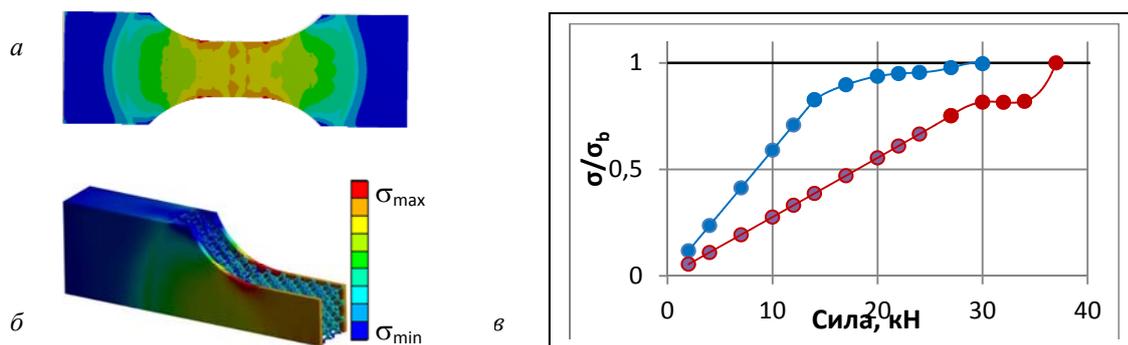


Рис. 11. Напряжения по Мизесу в образце RD4 ($a = 4$ мм, $t = 1$ мм) при нагружении силой ~30 кН: а – в пластине; б – в образце; в – в зоне максимальных напряжений (фрагмент), зависимость максимальных относительных напряжений в сплошной пластине (синяя линия) и ячеистой структуре (красная линия) от приложенной силы для образца RD3.5

Значения расчётных нагрузок при относительной (к пределу прочности) величине максимальных напряжений, равной 1, для пластин и ячеистой части образца RD3.5 составляют ~30 кН и 37,5 кН соответственно. Значения максимальных напряжений в пластинах выше, чем в ячейках. В узлах ячеек напряжения меньше, чем в элементах стержней. Определённые экспериментально значения разрушающих образец нагрузок находились в пределах от 36,7 до 45,0 кН, что близко к расчётным значениям. Разрушения происходили в зоне галтели между рабочей частью и частью для крепления образцов. Этому способствовала концентрация напряжений в данной зоне. При этом первоначально разрушается тонкая пластина. Ячеистая структура продолжает деформироваться и разрушается позже. Распределение напряжений при расчётном моделировании испытаний продемонстрировало такой же характер разрушения.

На основе проведённых исследований для трёх различных видов ячеистых структур определены механические характеристики рассмотренных конструкций. Выявлено, что соотношение «прочность/масса» при растяжении рассмотренных ячеистых образцов в 1,76 – 2,36 раза выше, чем у сплошных образцов.

При изготовлении лёгких деталей с внутренними ячеистыми / решётчатыми структурами можно сэкономить дорогие материалы, уменьшить время построения и энергопотребление в аддитивных процессах. Кроме того, ячеистым / решётчатым структурам могут быть приданы специальные свойства, такие как высокая относительная прочность, высокая относительная жёсткость, хорошие характеристики поглощения энергии, термоизоляция, что делает эти конструкции перспективными для авиационных приложений. Полученные результаты подтверждают целесообразность дальнейших исследований ячеистых конструкций.

Исследование механических характеристик напечатанных образцов

Применение АТ для деталей авиационных двигателей невозможно без знания физических и механических свойств материалов, определения характеристик конструкционной прочности, реализуемых в полученных таким образом деталях для их проектирования и расчётов на прочность.

Поэтому большое значение имеет определение механических характеристик и структуры металлических материалов получаемых аддитивными методами деталей ГТД. Необходимы испытания образцов, конструктивно подобных элементов и деталей при различных видах нагружения.

С целью определения физико-механических свойств и прочностных характеристик отечественных порошковых материалов в лаборатории ЦИАМ проводятся испытания напечатанных образцов на кратковременную, длительную прочность, малоцикловую и многоцикловую усталость, циклическую трещиностойкость. Проводится анализ характера разрушений. Полученные данные вносятся в банк экспериментальных данных по конструкционной прочности.

Ниже показан пример изучения напечатанных титановых образцов с различной ориентацией расположения на платформе построения (рис. 12, а) с целью изучения влияния направления выращивания на механические характеристики, исследования структуры (рис. 12, б, в). Приведены кривые деформирования при испытании этих образцов на растяжение при температуре 450°C (рис. 12, г), где 0°, 45°, 90° – значения угла между направлением выращивания и осью образца.

Значения полученных характеристик имеют существенный разброс, что можно объяснить отсутствием стабильности в производственных процессах. Однако есть общая тенденция. Уровень механических свойств образцов «типа» 0° выше, чем образцов «типа» 90° и 45°. Зона разрушения – вязкая с присутствием пор и несплавленных изолированных гранул.

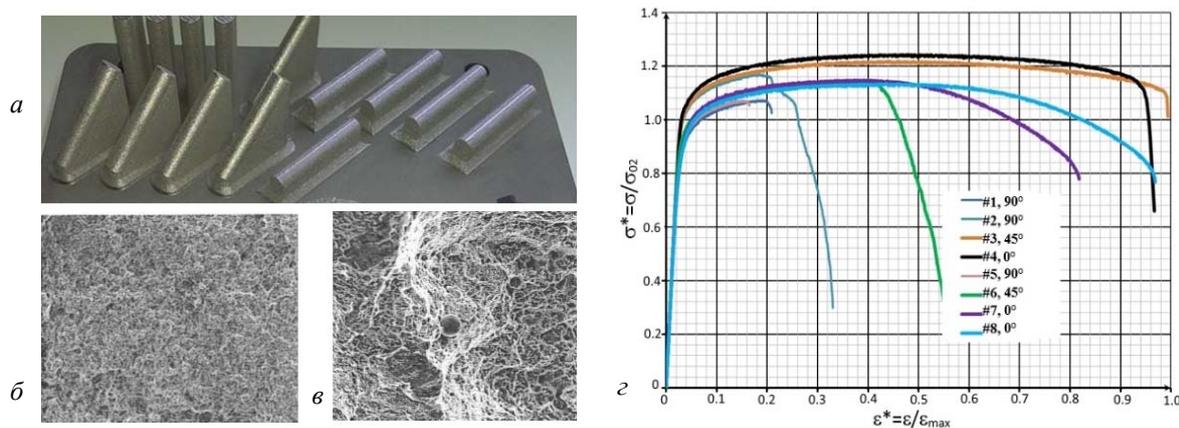


Рис. 12. Напечатанные титановые образцы:
а – расположение образцов на платформе построения;
б – вид излома; в – несплавленное зерно в изломе;
г – результаты испытаний на растяжение при 450 °С

Важным аспектом является термообработка, необходимая для снятия остаточных напряжений, появившихся в процессе печати. С целью снятия термических напряжений после изготовления образцы подвергали термообработке в атмосфере аргона со следующими параметрами: нагрев до 840°C в течение четырёх часов, поддержание требуемой температуры в течение двух часов и охлаждение в печи до 500°C. Затем образцы

были подвергнуты операции горячего изостатического прессования для уплотнения материала по режиму: $T = 930 \pm 10^\circ\text{C}$, $P = 125 \pm 10$ МПа в течение четырёх часов с последующим охлаждением в печи до 500°C . Определены механические свойства при растяжении при 20°C .

Значения характеристик напечатанных образцов при рациональном выборе технологического процесса, включая постобработку, близки к соответствующим значениям характеристик литых и деформируемых сплавов.

Заключение

Теоретически методами аддитивных технологий можно построить любую геометрическую сложную конструкцию. Необходима постобработка для получения образца, сравнимого по характеристикам с получаемым обычным производственным процессом. Время печати детали в основном определяется её объемом и высотой, так как это послойный процесс.

Проводятся исследования, связанные с необходимостью решения конструктивно-технологических проблем, таких как: удаление поддержек в полостях напечатанных объектов, снижение шероховатости внутренних поверхностей деталей, удаление лишнего порошка, а также с возможностями контроля, необходимостью постобработки и т.д.

При разработке высокоэффективных систем охлаждения лопаток проводятся расчётно-экспериментальные исследования интенсивности теплообмена и гидравлических характеристик на образцах – элементах лопатки, полученных по SLM технологии, включающих как наружные поверхности, так и охлаждающие каналы различных форм. В ЦИАМ создан научно-технический задел и проводятся пакетные испытания лопаток, изготовленных по АТ, для исследования эффективности перспективных систем охлаждения при температуре газового потока $T_r^* \sim 2000$ К.

С целью сокращения длительного и трудоёмкого процесса изготовления традиционными методами пресс-форм для литья лопаток по выплавляемым моделям проведены разработки для изготовления элементов пресс-форм методами АТ. Изготовлены металлические пресс-формы для запрессовки модельного состава, напечатаны стереолитографические модели, керамические стержни. При этом обеспечивается требуемая точность изготовления элементов оснастки. Время изготовления сократилось в разы по сравнению с традиционными методами производства.

С целью снижения вредных выбросов из двигателя на 45-60% спроектирован ДФМ малоэмиссионной камеры сгорания, элементы которого изготовлены методом SLM из высоколегированной нержавеющей стали. ДФМ собран и подготовлен к испытаниям.

Изготовлен образец ВДТА – демонстратора из сплава AlSi10Mg. Исследованы технологические ограничения на толщину стенок. Показана перспективность разработки методов проектирования топологически оптимальных теплообменников, обеспечивающих лучшие теплогидравлические и массогабаритные характеристики по сравнению с традиционными пластинчатыми и трубчатыми конструкциями. По данным томографического исследования геометрические параметры конструкции приемлемы. Требуется доработка технологического процесса, в том числе выбор постобработки.

При экспериментальной отработке перспективных моделей ПВРД используются изготовленные методами АТ элементы дроссельного узла, корпуса ФУ, секции экспериментальной КС и другие детали. Проведены огневые испытания ПВРД напечатанной секции КС.

Проведены исследования ячеистых структур для создания лёгких деталей ГТД на примере испытаний на растяжение образцов, изготовленных методом SLS из титанового сплава. На основе этих исследований для трёх различных видов ячеистых структур выявлено, что соотношение «прочность/масса» при растяжении у рассмотренных ячеистых образцов в 1,76 – 2,36 раза выше, чем у сплошных. Спроектированы и изготовлены лопатка ТНД с заполненной ячеистой структурой полостью и модель лопатки вентилятора с различными вариантами ячеистых структур. Возможность изготовления таких конструкций подтверждена результатами томографической инспекции.

Проводятся испытания образцов, изготовленных методом АТ, с целью определения механических характеристик, необходимых для расчётных и проектировочных работ. В результате испытаний на растяжение при комнатной температуре напечатанных образцов из титанового порошка с различной ориентацией расположения на платформе построения и последующей термообработки установлено, что при рациональном выборе технологического процесса, включая постобработку, могут быть получены значения механических характеристик, близкие к соответствующим значениям характеристик литых сплавов.

Проведённые работы показали перспективность применения АТ в ГТД.

Библиографический список

1. Stimpson C.K., Snyder J.C., Thole K.A., Mongillo D. Scaling roughness effects on pressure loss and heat transfer of additively manufactured channels // Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June, 13-17, 2016, Seoul, South Korea). V. 5B-2016. DOI: 10.1115 / GT2016-58093
2. Stimpson C.K., Snyder J.C., Thole K.A., Mongillo D. Effectiveness measurements of additively manufactured film cooling holes // Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA) V. 5C-2017. DOI: 10.1115/GT2017-64903
3. Назаркин Р.М., Петрушин Н.В., Рогалев А.М. Структурно-фазовые характеристики сплава ЖС32-ВИ, полученного методами направленной кристаллизации, гранульной металлургии и селективного лазерного сплавления // Труды ВИАМ. 2017. № 2 (50). С. 11-17. DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-2-2-2
4. Магеррамова Л.А., Ножницкий Ю.А., Васильев Б.Е., Кинзбургский В.С. Применение аддитивных технологий для изготовления деталей перспективных газотурбинных двигателей // Технология лёгких сплавов. 2015. № 4. С. 7-13.
5. Магеррамова Л.А. Аддитивные технологии для изготовления охлаждаемых лопаток турбин для ГТД // Сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2018). Т. 2. М.: Ваш успех, 2018. С. 194-197.
6. Magerramova L., Kratt E., Presniakov P. Application of powder metallurgy technologies for gas turbine engine wheel production // International Scholarly and Scientific Research & Innovation. 2017. V. 11, no. 9. P. 1560-1564.
7. Subramaniam V., Dbouk T., Harion J.-L. Topology optimization of conductive heat experimental investigation // Applied Thermal Engineering. 2018. V. 131. P. 390-411. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2017.12.026
8. Вербанов И.С., Гулимовский И.А. Система охлаждения многоконтурной газотурбинной установки: патент РФ № 2680636; опубл. 25.02.2019; бюл № 6.
9. Магеррамова Л.А., Свинаярева М.С., Сиверский А.С., Волков М.Е. Ячеистые структуры, изготавливаемые методами аддитивных технологий, для элементов конструкций газотурбинных двигателей // Технология лёгких сплавов. 2017. № 3. С. 26-37.

10. Магеррамова Л.А., Свинаярева М.С., Бортников А.Д. Проектирование лёгких решётчатых/ячеистых конструкций лопаток для газотурбинного двигателя и изготовление их по аддитивной технологии // Технология лёгких сплавов. 2017. № 4. С. 20-31.

11. Magerramova L., Volkov M., Svinareva M., Siversky A. The use of additive technologies to create lightweight parts for gas turbine engine compressors // Proceeding ASME TurboExpo (July, 11-15, 2018, Oslo, Norway). V. 7A. DOI: 10.1115 / GT2016-75904

12. Magerramova L., Volkov M., Afonin A., Svinareva M., Kalinin D. Application of light lattice structures for gas turbine engine fan blades // Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2018 (September, 09-14, 2018, Belo Horizonte, Brazil).

PROSPECTS OF APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGIES TO DEVELOP PARTS AND COMPONENTS OF GAS TURBINE ENGINES AND RAMJETS

© 2019

- L. A. Magerramova** Doctor of Science (Engineering), Senior Research Officer, Head of Sector, Research Center “Dynamics, strength, reliability”;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
info@ciam.ru
- Yu. A. Nozhnitsky** Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of the Research Center “Dynamics, strength, reliability”;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
nozhnitsky@ciam.ru
- S. A. Volkov** Head of the Department of Combustion Chambers;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
info@ciam.ru
- M. E. Volkov** Head of the Complex of Testing Machines, Research Center “Dynamics, strength, reliability”;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
info@ciam.ru
- V. Zh. Chepurnov** Researcher, Department of Gas turbines;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
info@ciam.ru
- S. V. Belov** Head of Sector, Department of Gas Turbines;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
info@ciam.ru
- I. S. Verbanov** Engineer, Department of Aircraft Engines;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
info@ciam.ru
- S. V. Zaikin** Head of Design Bureau “Aerospace Engines”;
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;
info@ciam.ru

The possibility of reducing the weight, simplifying the design, reducing the time and cost of development, production and operation are important advantages in the implementation of additive technologies (AT). The use of AT can significantly improve fuel efficiency, environmental and other characteristics of aircraft engines. The possibility of using AT in the production of various parts and components of engines is being currently investigated at CIAM. Examples of these developments, advantages of the use of AT and problems arising in the implementation of these technologies are presented in this article. Models of turbine blades with a highly efficient cooling system, in particular, with penetration cooling were designed and manufactured using optimization methods and taking into account the capabilities of AT. The possibilities of using AT for the manufacture of elements of molds

for precision casting of gas turbine engine (GTE) blades of heat-resistant alloys and ceramic rods are shown. Elements of a two-zone front module of the low-emission combustion chamber of an advanced GTE are designed and manufactured using the AT method. Research of prospective branched tree channels of heat exchangers with mutually porous bodies that can be made only by AT methods and the use of which will make it possible to increase the efficiency of heat exchange in the case of lower weight, than that of the structures made by traditional technologies, is being carried out. The AT was used to manufacture complex elements of a ramjet engine. Fire tests of printed sections of the combustion chamber were carried out successfully. Cellular structures to be used in gas turbine engine parts with the aim of reducing their weight were developed. A hollow blade model with cellular-type core was made using AT. Tests of the designed cellular prototypes were carried out. The possibilities of reducing the mass of structural elements using cellular structures obtained by AT methods are shown. Research of hollow disks of turbines and other engine components produced with the aid of AT are carried out. Despite the fact that experimental studies of structural elements obtained by additive technologies have not been completed yet, these works show the prospects for the use of AT in the development of a wide range of engine parts and components.

Aircraft engines; parts; components; additive technologies.

Citation: Magerramova L.A., Nozhnitsky Yu.A., Volkov S.A., Volkov M.E., Chepurinov V.Zh., Belov S.V., Verbanov I.S., Zaikin S.V. Prospects of application of additive technologies to develop parts and components of gas turbine engines and ramjets. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 81-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-81-98

References

1. Stimpson C.K., Snyder J.C., Thole K.A., Mongillo D. Scaling roughness effects on pressure loss and heat transfer of additively manufactured channels. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June, 13-17, 2016, Seoul, South Korea)*. V. 5B-2016. DOI: 10.1115 / GT2016-58093
2. Stimpson C.K., Snyder J.C., Thole K.A., Mongillo D. Effectiveness measurements of additively manufactured film cooling holes. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June 26-30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA)*. V. 5C-2017. DOI: 10.1115/GT2017-64903
3. Nazarkin R.M., Petrushin N.V., Rogalev A.M. The structure and phase characteristics of ZhS32-VI alloy manufactured by directional solidification, granular metallurgy and selective laser melting. *Trudy VIAM*. 2017. No. 2 (50). P. 11-17. DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-2-2-2. (In Russ.)
4. Magerramova L.A., Nozhnitsky Yu.A., Vasiliev B.Ye., Kinzbursky V.S. The use of additive technologies for production of advanced gas-turbine engine components. *Technology of Light Alloys*. 2015. No. 4. P. 7-13. (In Russ.)
5. Magerramova L.A. Additivnye tekhnologii dlya izgotovleniya okhlazhdaemykh lopatok turbin dlya GTD. *Sbornik tezisov nauchno-tekhnicheskogo kongressa po dvigatelestroeniyu (NTKD-2018)*. V. 2. Moscow: Vash Uspekhl Publ., 2018. P. 194-197. (In Russ.)
6. Magerramova L., Kratt E., Presniakov P. Application of powder metallurgy technologies for gas turbine engine wheel production. *International Scholarly and Scientific Research & Innovation*. 2017. V. 11, no. 9. P. 1560-1564.
7. Subramaniam V., Dbouk T., Harion J.-L. Topology optimization of conductive heat experimental investigation. *Applied Thermal Engineering*. 2018. V. 131. P. 390-411. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2017.12.026
8. Verbanov I.S., Gulimovskij I.A. *Sistema okhlazhdeniya mnogokonturnoy gazoturbinnoy ustanovki* [Cooling system of a multi-circuit gas turbine unit]. Patent RF, no. 2680636, 2019. (Publ. 25.02.2019, bull. no. 6)

9. Magerramova L.A., Svinaryva M.S., Siversky A.S., Volkov M.E. Cellular structures produced by additive technologies for GTE components. *Technology of Light Alloys*. 2017. No. 3. P. 26-37. (In Russ.)

10. Magerramova L.A., Svinaryova M.S., Bortnikov A.D. Designing of light-weight cellular/lattice structures of GTE blades and their production by additive technologies. *Technology of Light Alloys*. 2017. No. 4. P. 20-31. (In Russ.)

11. Magerramova L., Volkov M., Svinareva M., Siversky A. The use of additive technologies to create lightweight parts for gas turbine engine compressors. *Proceeding ASME TurboExpo (July, 11-15, 2018, Oslo, Norway)*. V. 7A. DOI: 10.1115 / GT2016-75904

12. Magerramova L., Volkov M., Afonin A., Svinareva M., Kalinin D. Application of light lattice structures for gas turbine engine fan blades. *Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2018 (September, 09-14, 2018, Belo Horizonte, Brazil)*.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕМЕНТАРНОЙ ЯЧЕЙКИ Х-ОБРАЗНОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ

© 2019

С. М. Мусави Сафави ассистент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов;
Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева;
sm.mousavi.s@gmail.com

В последнее время с целью разработки высокопрочных лёгких заполнителей трёхслойных конструкций для многофункционального применения создано большое количество ферменных структур, в том числе пирамидальных и тетраэдральных ферменных заполнителей. Разрабатывается новая ферменная структура для применения в качестве заполнителя для трёхслойных конструкций. Х-образный заполнитель состоит из дискретных элементарных ячеек в форме песочных часов, образованных соединением «паз-паз» двух плоских Х-образных ферменных элементов, изготовленных резкой металлического листа. С целью определения рациональных геометрических параметров элементарной ячейки Х-образного заполнителя предлагается строить диаграммы зависимости относительной плотности от угла наклона стержней для необходимых значений обобщённых критических напряжений при сжатии и поперечном сдвиге и обобщённых жёсткостей на сжатии и поперечном сдвиге элементарной ячейки Х-образного заполнителя. Полученные результаты показывают, что при одинаковых механических характеристиках относительная плотность рационального Х-образного заполнителя меньше относительной плотности рациональных пирамидальных и тетраэдральных заполнителей.

Относительная плотность заполнителя; ферменный заполнитель; Х-образный заполнитель; рациональные параметры; элементарная ячейка заполнителя.

Цитирование: Мусави Сафави С.М. Методика определения рациональных геометрических параметров элементарной ячейки Х-образного заполнителя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 99-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-99-108

Введение

В последнее время создано большое количество ферменных структур с целью создания высокопрочных и лёгких заполнителей трёхслойных конструкций в авиаракетостроении, а также конструкций многофункционального применения [1-3]. На рис. 1 показана ферменная структура в силовой конструкции адаптивного крыла. Типичными топологиями ферменных структур являются пирамидальная [4-6] и тетраэдральная [7], которые обладают превосходными прочностными характеристиками [3; 4; 6; 7]. Результаты исследований показывают, что прочностные характеристики трёхслойной конструкции зависят от критического напряжения потери устойчивости стержней и критического напряжения потери устойчивости обшивок. Хотя пирамидальная и тетраэдральная топологии обычно обеспечивают значительно высокие прочностные характеристики, улучшение механических характеристик становится возможным на основе следующих двух способов: уменьшение гибкости стержней и уменьшение расстояния между узлами соединения заполнителя к панели [8].

Исследования ферменных заполнителей напрямую связаны с задачей оптимизации лёгких и прочных авиационных конструкций. Имеется большое количество зарубежных и отечественных исследований, посвящённых созданию лёгких и прочных конструкций. Наиболее известная отечественная школа проектирования оптимальных конструкций минимальной массы и максимальной жёсткости сформировалась ещё во второй половине прошлого столетия в Куйбышевском авиационном институте.

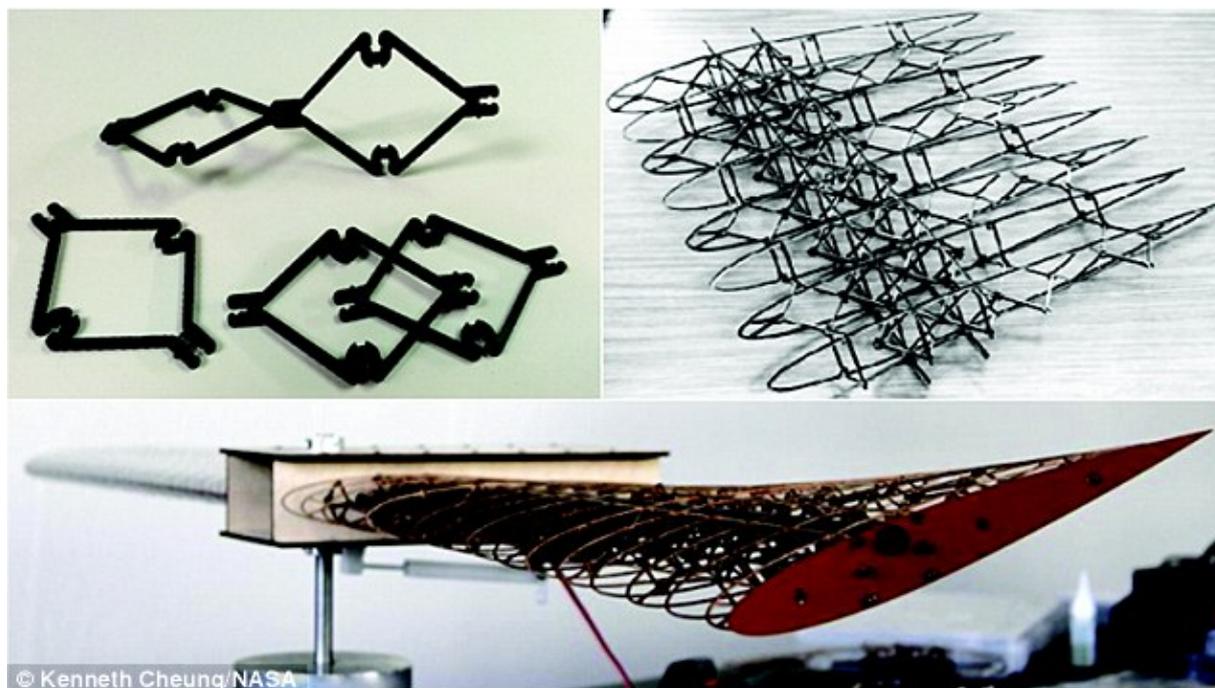


Рис. 1. Ферменный наполнитель в составе конструкции для адаптивного крыла [9]

В настоящее время развитие методов оптимизации тонкостенных конструкций с использованием идеи рациональной переменной плотности [10 - 12] является наиболее плодотворным направлением в области решения задач повышения жёсткости и прочности авиационных конструкций и определяет это направление как российскую школу, заложившую основы общих подходов к решению задач оптимального силового проектирования авиационных конструкций.

Данная статья касается исследования структуры ферменного наполнителя, которая получила название «Кагоме». Трёхмерная структура «Кагоме» [13] была разработана для улучшения прочности на сжатие тетраэдрального наполнителя и обеспечивала относительно высокое сопротивление потере устойчивости. Однако традиционный способ изготовления такого типа наполнителя литьём является дорогостоящим для реализации.

Чтобы уменьшить расстояние между узлами соединения пирамидального наполнителя CoteF. и другими, предложен многослойный пирамидальный наполнитель [14]. Результаты показывают, что для данной толщины наполнителя сопротивление локальной потери устойчивости панели увеличивается с увеличением количества слоёв пирамидального наполнителя из-за уменьшения расстояния между узлами. Однако при данной относительной плотности многослойный пирамидальный наполнитель имеет такую же гибкость, что и однослойный. Следовательно сопротивление потере устойчивости многослойного наполнителя не превосходит сопротивление потере устойчивости однослойного.

Feng L.J. и другими разработан новый ферменный наполнитель в виде песочных часов, обладающий высоким сопротивлением потере устойчивости [15] и простым процессом изготовления [16-20], однако с большой затратой материала.

В настоящей работе с целью использования превосходных характеристик наполнителя, предложенного Feng L.J. и другими, а также для уменьшения затрат материала при изготовлении наполнителя предлагается новая структура, называемая нами X-образный наполнитель.

Способ изготовления X-образного заполнителя

X-образный заполнитель состоит из дискретных элементарных ячеек в форме песочных часов, образованных соединением «паз-паз» двух плоских X-образных ферменных элементов, изготовленных резкой металлического листа (рис. 2). Соединение заполнителя с обшивками выполняется с помощью шипов на концах стержней и пазов на панели (рис. 3).



Рис. 2. Создание элементарной ячейки X-образного ферменного заполнителя

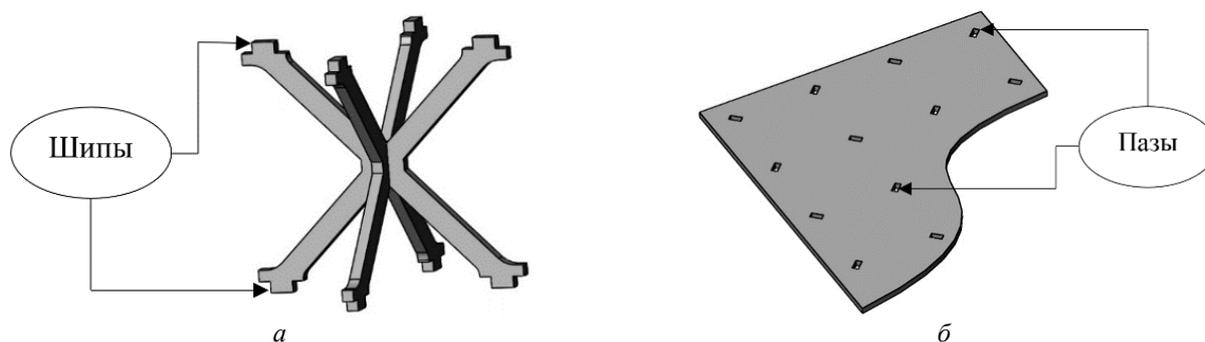


Рис. 3. Способ соединения заполнителя с обшивками:
а – шипы на X-образном заполнителе; б – пазы на панели

Рациональные геометрические параметры элементарной ячейки X-образного заполнителя

При определении рациональных параметров трёхслойной конструкции относительная плотность является одним из основных свойств заполнителя и определяется отношением плотности элементарной ячейки заполнителя к плотности материала заполнителя.

Для X-образного заполнителя (рис. 4) со стержнями прямоугольного сечения относительная плотность определяется следующим выражением:

$$\bar{\rho} = \frac{1}{\cos(\omega) \sin(2\omega)} \left(\frac{tw}{l^2} \right), \quad (1)$$

где l – длина стержней, ω – угол наклона стержней, w – ширина стержней, t – толщина стержней (толщина листа, из которого делается заполнитель).

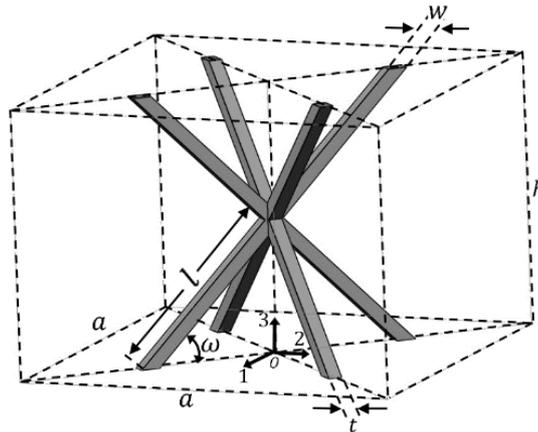


Рис. 4. Элементарная ячейка X-образного заполнителя

На рис. 5 приведены проектные геометрические параметры стержней элементарной ячейки X-образного заполнителя.

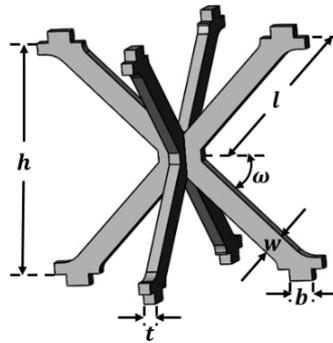


Рис. 5. Проектные геометрические параметры
(b – ширина шипа, h – высота панели)

Значения критических напряжений, возникающих в стержнях заполнителя трёхслойной конструкции с X-образными ячейками, модуль сдвига и модуль упругости определяются следующими выражениями:

$$\sigma_{33кр}^+ = \sigma_y \bar{\rho} \sin^2 \omega, \quad (2)$$

$$\sigma_{33кр}^- = \min(\sigma_y, \sigma_{кр}) \bar{\rho} \sin^2 \omega, \quad (3)$$

$$\sigma_{13кр} = \sigma_{23кр} = \frac{\min(\sigma_y, \sigma_{кр}) \bar{\rho} \sin 2\omega}{2\sqrt{2}}, \quad (4)$$

$$E_{33} = E \bar{\rho} \sin^4 \omega, \quad (5)$$

$$G_{13} = G_{23} = \frac{1}{8} E \bar{\rho} \sin^2 2\omega. \quad (6)$$

Здесь $\sigma_{33кр}^+$ – предельное напряжение при растяжении; $\sigma_{33кр}^-$ – предельное напряжение при сжатии; $\sigma_{13кр}$ и $\sigma_{23кр}$ – предельные касательные напряжения по направлениям 1-3 и

2-3; E_{33} – модуль упругости по направлению 3-3; G_{13} и G_{23} – модуль сдвига по направлениям 1-3 и 2-3; E – модуль упругости материала стержней; σ_y – предел текучести материала стержней; $\sigma_{кр}$ – критическое напряжение стержня при потере устойчивости:

$$\sigma_{кр} = \frac{k\pi^2 E \bar{\rho} \sin \omega \cos^2 \omega}{6\alpha_1} \text{ при } \alpha_1 \geq 1, \quad (7)$$

$$\sigma_{кр} = \frac{k\pi^2 \alpha_1 E \bar{\rho} \sin \omega \cos^2 \omega}{6} \text{ при } \alpha_1 < 1, \quad (8)$$

где α_1 – отношение ширины стержня к его толщине: $\alpha_1 = \frac{w}{t}$.

Преобразуя выражения (2) – (6) в ряд зависимостей $\bar{\rho} = \bar{\rho}(\omega)$ и используя выражения (1), (7), (8), получим зависимость относительной плотности заполнителя от прочностных и жёсткостных характеристик:

$$\bar{\rho}_1 = \frac{1}{\sin^2 \omega} \left(\frac{\sigma_{33кр}^+}{\sigma_y} \right), \quad (9)$$

$$\bar{\rho}_2 = \sqrt{\frac{6\beta_1}{k\pi^2 \sin^3 \omega \cos^2 \omega} \left(\frac{\sigma_{33кр}^-}{E} \right)}, \quad (10)$$

$$\bar{\rho}_3 = \frac{2\sqrt{2}}{\sin 2\omega} \left(\frac{\sigma_{13кр}}{\sigma_y} \right), \quad (11)$$

$$\bar{\rho}_4 = \sqrt{\frac{6\sqrt{2}\beta_1}{k\pi^2 \sin^2 \omega \cos^3 \omega} \left(\frac{\sigma_{13кр}}{E} \right)}, \quad (12)$$

$$\bar{\rho}_5 = \frac{1}{\sin^4 \omega} \left(\frac{E_{33}}{E} \right), \quad (13)$$

$$\bar{\rho}_6 = \frac{8}{\sin^2 2\omega} \left(\frac{G_{13}}{E} \right), \quad (14)$$

где значение коэффициента β_1 :

$$\beta_1 = \begin{cases} \alpha_1 & \text{при } \alpha_1 \geq 1, \\ \frac{1}{\alpha_1} & \text{при } \alpha_1 < 1. \end{cases} \quad (15)$$

Рассмотрим пример поиска рациональных проектных параметров трёхслойной конструкции для следующих проектных значений обобщённых механических характеристик X-образного заполнителя:

$$\frac{\sigma_{33кр}^+}{\sigma_y} = 0,01; \quad \frac{\sigma_{33кр}^-}{E} = 0,00005; \quad \frac{\sigma_{13кр}}{\sigma_y} = 0,00025;$$

$$\frac{\sigma_{13кр}}{E} = 0,00002; \quad \frac{E_{33}}{E} = 0,002; \quad \frac{G_{13}}{E} = 0,0016.$$

Используя выражения (9) – (15), построим график зависимости относительной плотности ($\bar{\rho}$) от угла наклона стержней (ω) (рис. 6). Для удовлетворения требований, предъявляемых заданными проектными значениями по прочности и жёсткости, относительная плотность заполнителя должна находиться в представленном диапазоне (заштрихованный участок) (рис. 7).

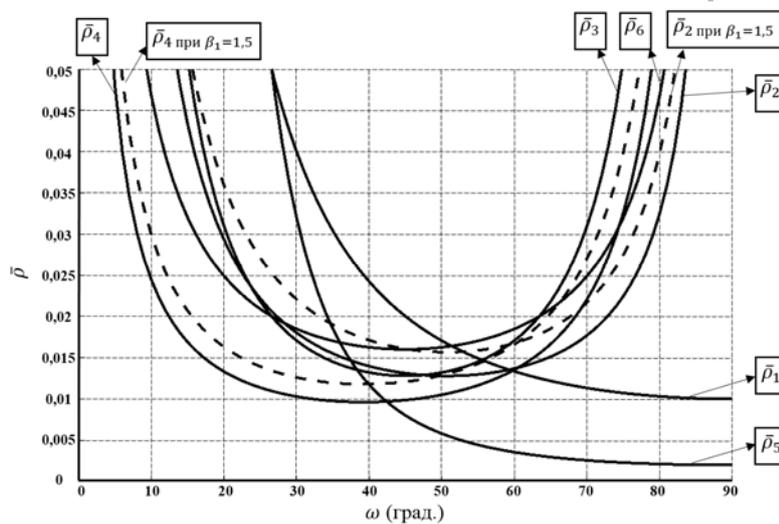


Рис. 6. График зависимости относительной плотности от угла наклона стержней к основанию при $\beta_1 = 1$ и $\beta_1 = 1,5$

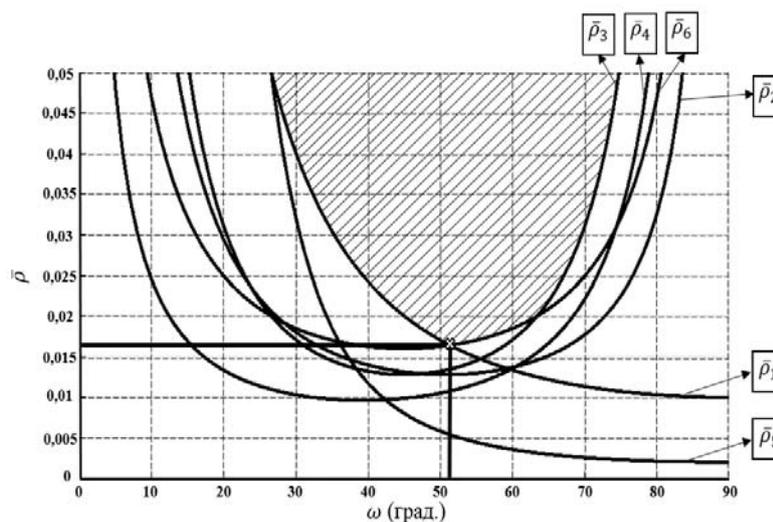


Рис. 7. Определение значения минимальной относительной плотности элементарной ячейки при $\beta_1 = 1$

Из рис. 7 видно, что при заданных проектных ограничениях минимальное значение относительной плотности заполнителя ($\bar{\rho}_{\text{мин}}$) равно 0,017, угол наклона стержней (ω) равен 52° , а отношение ширины стержня к его толщине равно 1.

Сравнение с результатами работы [3] показывает, что при одинаковых механических характеристиках относительная плотность (0,017) рационального X-образного заполнителя на 29% меньше относительной плотности (0,024) рациональных пирамидальных и тетраэдральных заполнителей.

После получения рациональных значений $\bar{\rho}_{\text{мин}}$, ω , α_1 определяются геометрические параметры ячейки заполнителя: длина, ширина и толщина стержня.

При сдвиге трёхслойной конструкции начинают работать места соединения обшивки со стержнями заполнителя, т.е. шипы.

Условия разрушения шипов, обеспечивающих соединение заполнителя с обшивкой, определяются выражением:

$$\sigma_{13\text{кр}} = \frac{4\tau_y bt}{8l^2 \cos^2 \omega} = \left(\frac{1}{2 \sin \omega \cos^2 \omega} \left(\frac{wt}{l^2} \right) \right) \frac{\tau_y b \sin \omega}{w} = \bar{\rho} \tau_y \left(\frac{b}{w} \right) \sin \omega,$$

где b – минимальная требуемая ширина шипа, которая задаётся соотношением:

$$b = \frac{w}{\bar{\rho} \sin \omega} \left(\frac{\sigma_{13\text{кр}}}{\tau_y} \right)$$

Заключение

Представленный алгоритм можно применять в процессе проектирования X-образного заполнителя трёхслойных конструкций с целью уменьшения массы всей конструкции при выполнении прочностных и жёсткостных требований.

При одинаковых механических характеристиках относительная плотность рационального X-образного заполнителя на 29% меньше относительной плотности рациональных пирамидальных и тетраэдральных заполнителей.

Библиографический список

1. Wadley H.N.G. Multifunctional periodic cellular metals // Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 2006. V. 364, Iss. 1838. P. 31-68. DOI: 10.1098/rsta.2005.1697
2. Гайнутдинов В.Г., Абдуллин И.Н., Мусави-Сафави С.М. О расчёте проектных значений плотности рациональной трёхслойной конструкции со стержневым заполнителем // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 59-63.
3. Гайнутдинов В.Г., Мусави Сафави С.М., Абдуллин И.Н. Условия разрушения пирамидальных и тетраэдральных ячеек ферменных заполнителей // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2015. № 2. С. 11-15.
4. Абдуллин И.Н. Расчётные и экспериментальные исследования жёсткости и прочности трёхслойных конструкций с заполнителем в виде повторяющихся пирамидальных ячеек // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2015. № 1. С. 5-11.

5. Zok F.W., Waltner S.A., Wei Z., Rathbun H.J., McMeeking R.M., Evans A.G. A protocol for characterizing the structural performance of metallic sandwich panels: application to pyramidal truss cores // *International Journal of Solids and Structures*. 2004. V. 41, Iss. 22-23. P. 6249-6271. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2004.05.045
6. Queheillalt D.T., Wadley H.N.G. Titanium alloy lattice truss structures // *Materials & Design*. 2009. V. 30, Iss. 6. P. 1966-1975. DOI: 10.1016/j.matdes.2008.09.015
7. Rathbun H.J., Wei Z., He M.Y., Zok F.W., Evans A.G., Sypeck D.J., Wadley H.N.G. Measurement and simulation of the performance of a lightweight metallic sandwich structure with a tetrahedral truss core // *Journal of Applied Mechanics*. 2004. V. 71, Iss. 3. P. 368-374. DOI: 10.1115/1.1757487
8. Zschernack C., Wade M.A., Völlmecke C. Nonlinear buckling of fiber-reinforced unit cells of lattice materials // *Composite Structures*. 2016. V. 136. P. 217-228. DOI: 10.1016/j.compstruct.2015.09.059
9. Chandler D.L. A new twist on airplane wing design. news.mit.edu/2016/morphing-airplane-wing-design-1103
10. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // В кн.: «Актуальные проблемы авиационной науки и техники». М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.
11. Komarov V.A., Boldyrev A.V., Kuznetsov A.S., Lapteva M.Yu. Aircraft design using a variable density model // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2012. V. 84, Iss. 3. P. 162-171. DOI: 10.1108/00022661211222012
12. Болдырев А.В., Комаров В.А. Применение моделей переменной плотности в задачах проектирования авиационных конструкций // *Вестник Казанского государственного технического университета им. А. Н. Туполева*. 2010. № 3. С. 7-12.
13. Wang J., Evans A.G., Dharmasena K., Wadley H.N.G. On the performance of truss panels with Kagome cores // *International Journal of Solids and Structures*. 2003. V. 40, Iss. 25. P. 6981-6988. DOI: 10.1016/S0020-7683(03)00349-4
14. Cote F., Biagi R., Bart-Smith H., Deshpande V.S. Structural response of pyramidal core sandwich columns // *International Journal of Solids and Structures*. 2007. V. 44, Iss. 10. P. 3533-3556. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2006.10.004
15. Feng L.J., Wu L.Z., Yu G.C. An Hourglass truss lattice structure and its mechanical performances // *Materials & Design*. 2016. V. 99. P. 581-591. DOI: 10.1016/j.matdes.2016.03.100
16. Dong L., Deshpande V.S., Wadley H.N.G., Mechanical response of Ti-6Al-4V octet-truss lattice structures // *International Journal of Solids and Structures*. 2015. V. 60-61. P. 107-124. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2015.02.020
17. Finnegan K., Kooistra G., Wadley H.N.G., Deshpande V.S. The compressive response of carbon fiber composite pyramidal truss sandwich cores // *International Journal of Materials Research*. 2007. V. 98, Iss. 12. P. 1264-1272. DOI: 10.3139/146.101594
18. Zhang G.Q., Wang B., Ma L., Xiong J., Wu L.Z. Response of sandwich structures with pyramidal truss cores under the compression and impact loading // *Composite Structures*. 2013. V. 100. P. 451-463. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.01.012
19. Zhang G.Q., Wang B., Ma L., Xiong J., Yang J.S., Wu L.Z. The residual compressive strength of impact-damaged sandwich structures with pyramidal truss cores // *Composite Structures*. 2013. V. 105. P. 188-198. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.05.016
20. Xiong J., Ghosh R., Ma L., Vaziri A., Wang Y.L., Wu L.Z. Sandwich-walled cylindrical shells with lightweight metallic lattice truss cores and carbon fiber-reinforced composite face sheets // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2014. V. 56. P. 226-238. DOI: 10.1016/j.compositesa.2013.10.008

METHOD FOR DETERMINATION OF OPTIMAL GEOMETRICAL PARAMETERS OF A UNIT CELL OF X-SHAPED TRUSS CORES

© 2019

S. M. Mousavi Safavi Lecturer of the Aircraft Design Department;
Kazan National Research Technical University
named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation;
sm.mousavi.s@gmail.com

Recently, in order to develop high-strength lightweight core materials of sandwich structures for multi-functional applications, a large number of truss structures have been created, including pyramidal and tetrahedral truss cores. In this paper, a new truss structure is developed to be used as core material in sandwich panels. The X-shaped truss core consists of discrete hourglass-shaped unit cells formed by the groove-to-groove connection of two flat X-shaped truss elements made by metal plate cutting. In order to determine optimal geometrical parameters of a unit cell of X-shaped truss core, in this work it is proposed to plot the diagrams of relative density versus the angle of the rods for the required values of equivalent critical compression and lateral shear stresses, and for the required values of equivalent compression and shear stiffness of the unit cell of X-shaped truss core. The results show that with the same mechanical characteristics, the relative density of the optimal X-shaped truss core is less than the relative density of optimal pyramidal and tetrahedral truss cores.

Relative density of core; truss core; X-shaped truss core; optimal parameters; unit cell.

Citation: Mousavi Safavi S.M. Method for determination of optimal geometrical parameters of a unit cell of X-shaped truss cores. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 99-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-99-108

References

1. Wadley H.N.G. Multifunctional periodic cellular metals. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. 2006. V. 364, Iss. 1838. P. 31-68. DOI: 10.1098/rsta.2005.1697
2. Gainutdinov V.G., Abdullin I.N., Musavy-Safavy S.M. Calculation of design relative density for rational sandwich structure with truss core. *Russian Aeronautics*. 2016. V. 59, Iss. 1. P. 64-68. DOI: 10.3103/S1068799816010104
3. Gainutdinov V.G., Mousavi Safavi S.M., Abdullin I.N. Failure conditions of pyramidal and tetrahedral truss core materials. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*. 2015. No. 2. P. 11-15. (In Russ.)
4. Abdullin I.N. Calculation and experimental comparative studies of stiffness and strength of sandwich structure with regular pyramidal cells core. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*. 2015. No. 1. P. 5-11. (In Russ.)
5. Zok F.W., Waltner S.A., Wei Z., Rathbun H.J., McMeeking R.M., Evans A.G. A protocol for characterizing the structural performance of metallic sandwich panels: application to pyramidal truss cores. *International Journal of Solids and Structures*. 2004. V. 41, Iss. 22-23. P. 6249-6271. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2004.05.045
6. Queheillalt D.T., Wadley H.N.G. Titanium alloy lattice truss structures. *Materials & Design*. 2009. V. 30, Iss. 6. P. 1966-1975. DOI: 10.1016/j.matdes.2008.09.015
7. Rathbun H.J., Wei Z., He M.Y., Zok F.W., Evans A.G., Sypeck D.J., Wadley H.N.G. Measurement and simulation of the performance of a lightweight metallic sandwich structure with a tetrahedral truss core. *Journal of Applied Mechanics*. 2004. V. 71, Iss. 3. P. 368-374. DOI: 10.1115/1.1757487
8. Zschernack C., Wadee M.A., Völlmecke C. Nonlinear buckling of fiber-reinforced unit cells of lattice materials. *Composite Structures*. 2016. V. 136. P. 217-228. DOI: 10.1016/j.compstruct.2015.09.059

9. Chandler D.L. A new twist on airplane wing design. Available at: news.mit.edu/2016/morphing-airplane-wing-design-1103

10. Komarov V.A. Proektirovanie silovykh skhem aviatsionnykh konstruksiy. *V kn.: «Aktual'nye problemy aviatsionnoy nauki i tekhniki»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. P. 114-129. (In Russ.)

11. Komarov V.A., Boldyrev A.V., Kuznetsov A.S., Lapteva M.Yu. Aircraft design using a variable density model. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2012. V. 84, Iss. 3. P. 162-171. DOI: 10.1108/00022661211222012

12. Boldyrev A.V., Komarov V.A. Use of variable-density models in problems of airframe design. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*. 2010. No. 3. P. 7-12. (In Russ.)

13. Wang J., Evans A.G., Dharmasena K., Wadley H.N.G. On the performance of truss panels with Kagome cores. *International Journal of Solids and Structures*. 2003. V. 40, Iss. 25. P. 6981-6988. DOI: 10.1016/S0020-7683(03)00349-4

14. Cote F., Biagi R., Bart-Smith H., Deshpande V.S. Structural response of pyramidal core sandwich columns. *International Journal of Solids and Structures*. 2007. V. 44, Iss. 10. P. 3533-3556. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2006.10.004

15. Feng L.J., Wu L.Z., Yu G.C. An Hourglass truss lattice structure and its mechanical performances. *Materials & Design*. 2016. V. 99. P. 581-591. DOI: 10.1016/j.matdes.2016.03.100

16. Dong L., Deshpande V.S., Wadley H.N.G., Mechanical response of Ti-6Al-4V octet-truss lattice structures. *International Journal of Solids and Structures*. 2015. V. 60-61. P. 107-124. DOI: 10.1016/j.ijsolstr.2015.02.020

17. Finnegan K., Kooistra G., Wadley H.N.G., Deshpande V.S. The compressive response of carbon fiber composite pyramidal truss sandwich cores. *International Journal of Materials Research*. 2007. V. 98, Iss. 12. P. 1264-1272. DOI: 10.3139/146.101594

18. Zhang G.Q., Wang B., Ma L., Xiong J., Wu L.Z. Response of sandwich structures with pyramidal truss cores under the compression and impact loading. *Composite Structures*. 2013. V. 100. P. 451-463. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.01.012

19. Zhang G.Q., Wang B., Ma L., Xiong J., Yang J.S., Wu L.Z. The residual compressive strength of impact-damaged sandwich structures with pyramidal truss cores. *Composite Structures*. 2013. V. 105. P. 188-198. DOI: 10.1016/j.compstruct.2013.05.016

20. Xiong J., Ghosh R., Ma L., Vaziri A., Wang Y.L., Wu L.Z. Sandwich-walled cylindrical shells with lightweight metallic lattice truss cores and carbon fiber-reinforced composite face sheets. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2014. V. 56. P. 226-238. DOI: 10.1016/j.compositesa.2013.10.008

РЕСУРС ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ КОРРОЗИОННЫХ СРЕД

© 2019

М. В. Пивоварова инженер-конструктор-расчётчик 1 категории;
АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь;
maria-assoll@yandex.ru

И. Л. Гладкий кандидат технических наук, начальник отдела;
АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь;
office@avid.ru

В настоящее время эксплуатация газотурбинных двигателей происходит в агрессивной среде атмосферы некоторых климатических регионов. Как следствие, в процессе эксплуатации может произойти ускоренное снижение прочностных свойств деталей газотурбинной техники и последующее их преждевременное разрушение под действием силовых нагрузок и температуры. Актуальной является задача определения ресурса деталей газотурбинных двигателей в условиях воздействия коррозионной среды. В АО «ОДК-Авиадвигатель» выполнен анализ российских и зарубежных перспективных разработок по определению ресурса деталей газотурбинных двигателей в условиях воздействия коррозионной среды. В АО «ОДК-Авиадвигатель», ФГУП «ВИАМ» и НПО «ЦКТИ» сформулированы подходы по разработке методологии назначения ресурса деталей в условиях воздействия коррозионной среды при эксплуатации двигателя.

Газотурбинный двигатель; детали; ресурс; коррозионная среда; повреждения; механические характеристики; математическое моделирование.

Цитирование: Пивоварова М.В., Гладкий И.Л. Ресурс деталей газотурбинных двигателей в условиях воздействия коррозионных сред // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 109-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-109-117

Введение

В настоящее время газотурбинные двигатели (ГТД) эксплуатируются повсеместно, в разнообразных климатических условиях. Это может быть морской климат и регионы с повышенным содержанием серы в воздухе, например, где ведётся добыча полезных ископаемых: газ, нефть. Влияние агрессивной среды атмосферы, преобладающей в этих регионах, способствует возникновению коррозионных повреждений деталей ГТД. Атмосферное воздействие, условия эксплуатации, дополнительное химическое воздействие, эрозионные факторы инициируют физико-химические процессы в материалах и способствуют их развитию. Как следствие, в процессе эксплуатации может произойти ускоренное снижение прочностных свойств деталей газотурбинной техники и последующее их преждевременное разрушение под действием силовых нагрузок и температуры.

При эксплуатации газотурбинных двигателей имели место случаи прекращения эксплуатации деталей не по выработке ресурса (малоцикловая усталость, трещиностойкость, длительная прочность и ползучесть), а вследствие коррозионных повреждений. На рис. 1 показаны сопловой аппарат первой ступени турбины высокого давления (ТВД) и рабочие лопатки первой ступени ТВД.



а



б

Рис. 1. Случаи прогара лопаток ГТД, инициированные коррозионным повреждением: а – сопловой аппарат первой ступени ТВД; б – рабочие лопатки первой ступени ТВД



Рис. 2. Дефлектор второй ступени ТВД

На двигателях разработки АО «ОДК-Авиадвигатель» были выявлены коррозионные повреждения следующих видов: высокотемпературное окисление (рабочая лопатка (РЛ) и силовая лопатка (СЛ) ТВД), сульфидно-оксидная коррозия (РЛ, СЛ, диски и дефлекторы ТВД), фреттинг-коррозия (диски и лопатки вентилятора, тяги, кронштейны задней подвески), язвенная коррозия (диски последних ступеней компрессора высокого давления) и сплошная коррозия (кожух внутренний, диффузор и диафрагма камеры сгорания).

В связи с постоянно повышаемыми параметрами рабочего процесса современных двигателей задача назначения ресурса в условиях воздействия коррозионных сред актуализируется. Температура газа за компрессором на перспективных разрабатываемых двигателях достигает 700°C. Эта температурная область является благотворной средой развития сульфидно-оксидной коррозии [1]. Пример такого коррозионного проявления наблюдался в начале эксплуатации двигателя ПС-90А в середине 90-х годов. Вследствие недостаточного охлаждения на дефлекторе диска второй ступени ТВД проявилась сульфидно-оксидная коррозия.

На рис. 2 сульфидно-оксидная коррозия проявляется тёмными пятнами. Коррозия появилась вследствие неправильно выбранной системы охлаждения дефлектора. В дальнейшем была изменена система охлаждения, вследствие чего не было возникновения повторных случаев сульфидно-оксидной коррозии на дефлекторе диска второй ступени ТВД.

Назначение ресурса деталей ГТД

В соответствии с мировыми тенденциями устанавливается и увеличивается только назначенный ресурс основных деталей двигателя на основании использования экспериментально обоснованных методов расчёта ресурса и статистических данных по конструкционной прочности материалов и опыта эксплуатации аналогичных конструкций.

Установление и увеличение назначенного ресурса основных деталей двигателя на основании использования экспериментально обоснованных методов расчёта ресурса и статистических данных по конструкционной прочности материалов и опыта эксплуатации аналогичных конструкций допустимо при следующих условиях:

1) наличие банка данных по конструкционной прочности материалов основных деталей, позволяющего дать надёжную статистически обоснованную оценку ресурса этих деталей с учётом влияния конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов;

2) экспериментальное подтверждение применяемого метода определения ресурса основных деталей с учётом характерных особенностей их конструкции, технологии изготовления и условий эксплуатации.

Таким образом, назначение ресурса современных ГТД выполняется расчётным методом с использованием банка данных по механическим характеристикам материалов. Аналогичным образом предлагается назначать ресурс деталей ГТД в условиях воздействия коррозионных сред.

Выполнен анализ разработок по определению ресурса деталей турбодвигателей в условиях воздействия коррозионной среды в России.

В Нормах прочности авиационных двигателей, а также корабельных газотурбинных установок (ГТУ) [2; 3] присутствуют требования о необходимости учёта влияния коррозионных сред на прочностные и ресурсные характеристики материалов и деталей ГТД. Однако нет никаких конкретных примеров или ссылок на методики и рекомендации о том, как это делать. В авиационных правилах АП-33 [4] присутствует требование защиты от коррозии деталей и агрегатов двигателя в эксплуатации и при хранении.

Также, согласно рекомендательному циркуляру [5], требуется учёт коррозии в системе прогнозирования циклического ресурса, но отсутствуют какие-либо указания о том, в чём конкретно выражается «защита от коррозии» и как учитывать коррозию при прогнозировании ресурса.

В настоящее время между предприятиями и институтами авиадвигателестроительной отрасли не существует единой законченной и верифицированной методологии оценки и назначения ресурса деталей и узлов ГТД и ГТУ при наличии произвольных коррозионных повреждений.

В Нормах прочности [6] атомной промышленности, а также в профильной литературе [7; 8] упоминаются требования и даются методические рекомендации по учёту влияния агрессивных сред на прочность и ресурс металлических деталей. Ведущей научной организацией в атомной промышленности в части прочности и ресурса является Институт машиноведения РАН им. А.А. Благонравова (ИМАШ РАН).

Наряду с ИМАШ РАН определёнными наработками в области ресурса деталей в условиях воздействия коррозионных сред [9] проточной части ГТД (лопатки, покрытия) владеет коллектив под руководством Л.Б. Гецова, работающий в Санкт-Петербургском государственном политехническом университете (СПб ГПУ).

В работе «Влияние высокотемпературной коррозии на материалы турбинных лопаток морских газотурбинных двигателей» [10] коллектива под руководством Бегермана А.З. рассмотрены условия возникновения высокотемпературной солевой коррозии материалов турбин газотурбинных двигателей, влияние высокотемпературного окисления элементов жаропрочных сплавов на их физические свойства. В процессе эксплуатации происходит окисление и коррозия защитного покрытия на лопатках. Характеристики материалов изменяются. Эти данные показали, что в результате окисления коэффициент линейного расширения сплавов будет снижаться. Анализ взаимосвязи коэффициентов линейного расширения и теплопроводности жаропрочных сплавов отображён на рис. 3. Оба коэффициента сравнивались при одинаковых температурах. На рис. 3 приведены данные в диапазоне 300–900 °С. Из него следует, что если коэффициент линейного расширения сплава уменьшается, то будет уменьшаться и коэффициент теплопроводности. Предложено устройство контроля деградации материала турбин ГТД в эксплуатации.

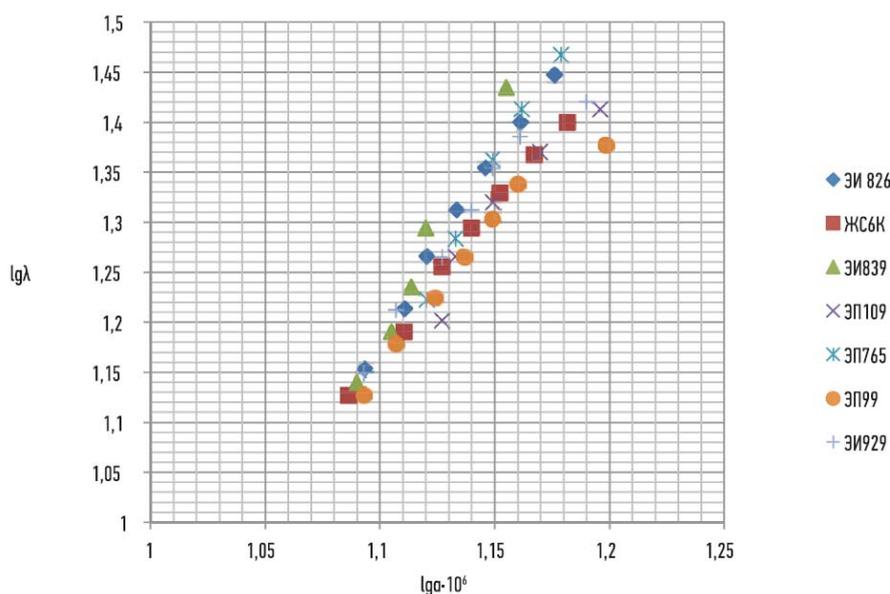


Рис. 3. Связь коэффициента теплопроводности и коэффициента линейного расширения жаропрочных сплавов при температурах 300–900 °С [10]

Таким образом, работы по коррозионной тематике в отрасли носят в основном качественный характер и сводятся к разработке конкретных мероприятий по замене материала и нанесению покрытий, снижающих коррозионное воздействие на детали в заданных условиях эксплуатации, без обоснования ресурса в условиях коррозии. Готовой методологии обеспечения ресурса деталей ГТД и ГТУ в условиях воздействия коррозионной среды в РФ не существует.

Среди иностранных авторов весомый вклад в изучение механизма коррозионного воздействия, зарождения и роста коррозионных повреждений и оценке риска разрушений детали внесла группа учёных из Политехнического университета Милана (отдел механического машиностроения) Стефано Беретта и Антониетта Ло Конте [11].

Стефано Беретта с коллегами на первом этапе проводят исследования механизма зарождения так называемых питтингов (углублений на поверхности металла, вызванных коррозионным воздействием). При исследовании материала с нанесённой коррозией строится диаграмма характеристик его дефектности. На рис. 4 по оси ординат показана величина вероятного дефекта в сплаве, а по оси абсцисс – площадь наблюдаемого дефекта. Величина вероятности наличия дефекта используется в расчёте при достижении трещины опасного размера. Также экспериментальным путём выявлен механизм возникновения трещин. Сперва появляются питтинги, затем формируются микротрещины и происходит их слияние. Далее образуются макротрещины, которые уже можно зафиксировать методами неразрушающего контроля. При этом исследовании была выявлена особенность питтингов обладать полусферической формой, показанной на рис. 5. Также авторы определяют коэффициент интенсивности напряжений в трещине, характеризующий переход от питтинга в трещину. На рис. 6 приведён график зависимости диаметра повреждения от вероятности появления в этом повреждении трещины в зависимости от размаха напряжений.

В настоящий момент времени АО «ОДК-Авиадвигатель» совместно с ФГУП «ВИАМ» и НПО «ЦКТИ» проводят совместные работы по разработке методологии назначения ресурса деталям в условиях воздействия коррозионных сред. Сформулированы подходы по разработке методологии назначения ресурса деталей в условиях воздействия коррозионной среды при эксплуатации двигателя.

Предлагаемая методология назначения ресурса в условиях воздействия коррозионных сред заключается в исследовании влияния коррозионного воздействия на длительную прочность, многоцикловую усталость, трещиностойкость и отдельно выделенную термоциклическую усталость. Также необходимо определение характеристик глубины проникновения коррозионного воздействия (диффузия) и характеристик площади коррозионного повреждения. Интуитивно понятно, что поверхностные повреждения деталей похожи на начальные дефекты, которые анализируются методом механики разрушения. Таким образом, необходимо преобразовать эти коррозионные повреждения в понятные начальные дефекты.

Модель назначения ресурса в условиях воздействия коррозионных сред можно разделить на несколько этапов. На первом этапе разрабатывается модель осаждения сульфатов на поверхность детали. На втором этапе под влиянием выдержки, напряжений на поверхности, температуры и толщины слоя сульфатов строится модель зарождения коррозионного повреждения, модель роста и объединения коррозионных повреждений и модель образования трещин. После этого выполняется этап оценки риска разрушения. Необходимо проводить исследовательские работы по исследованию механических характеристик материалов при нанесённом коррозионном повреждении и непосредственно в коррозионной среде. Одним из результатов этих исследовательских работ должно стать создание статистически обоснованного банка данных механических характеристик материалов с учётом влияния коррозионных сред.

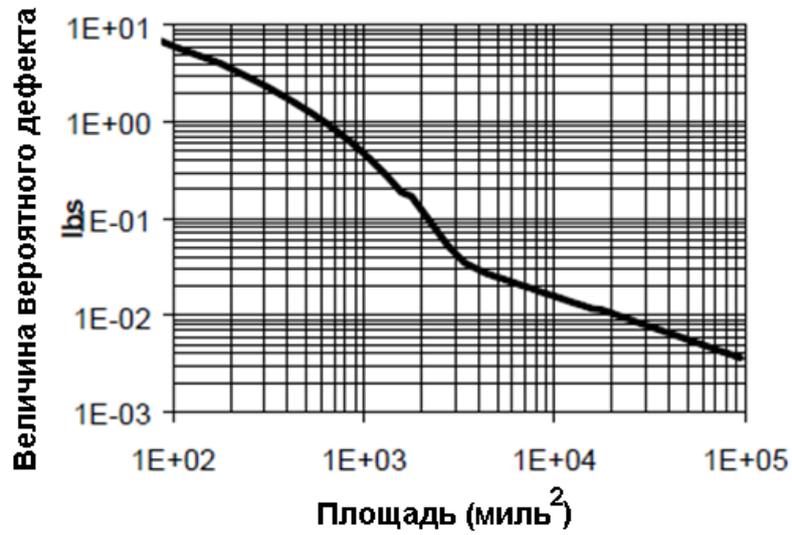


Рис. 4. Диаграмма характеристик дефектности материала [11]

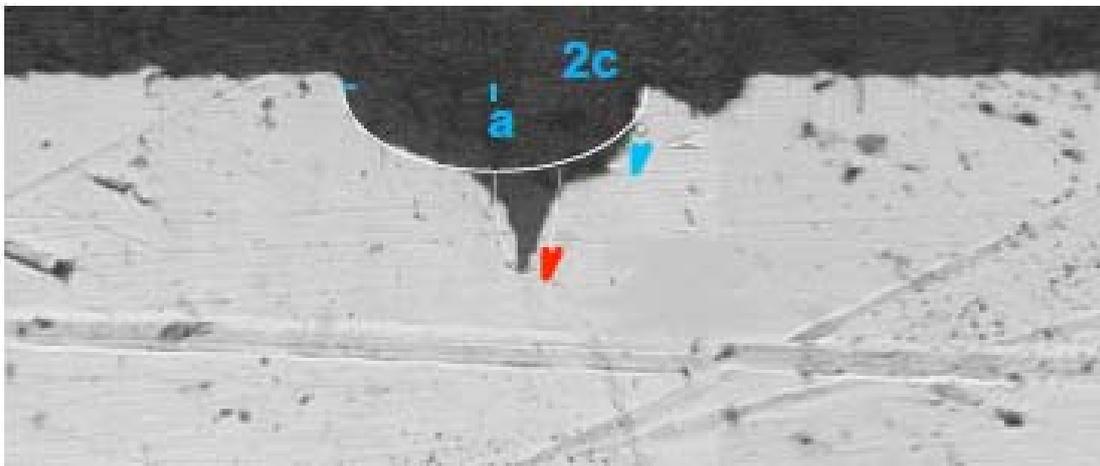


Рис. 5. Полусферическая форма питтинга [11]

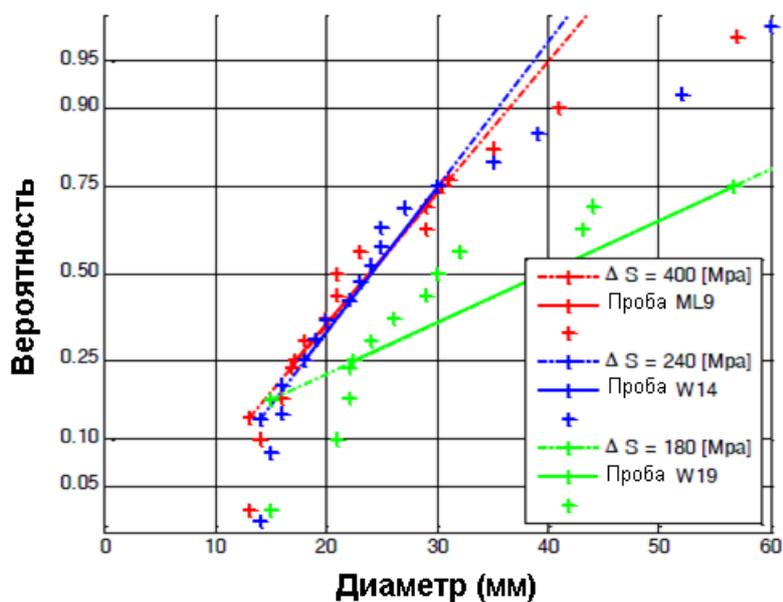


Рис. 6. График зависимости диаметра повреждения от вероятности появления в этом повреждении трещины в зависимости от размаха напряжений [11]

Заключение

Для разработки методики определения ресурса деталей ГТД в условиях воздействия коррозионных сред предлагается:

1. Экспериментальное определение влияния воздействия коррозионных сред на механические характеристики материалов с последующим созданием статистически обоснованного банка данных механических характеристик материалов с учётом влияния коррозионных сред.

2. Разработка и верификация математических моделей, описывающих появление и развитие коррозионных повреждений на детали до момента наступления предельного состояния детали.

Библиографический список

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 2. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства. М.: Машиностроение, 2008. 365 с.

2. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации. М.: ЦИАМ, 2004. 260 с.

3. Нормы прочности корабельных и судовых ГТУ. СПб: ЦНИИ им. академика Крылова, 1986.

4. О введении в действие Рекомендательного циркуляра к Авиационным правилам, часть ВД «Нормы лётной годности вспомогательных двигателей воздушных судов» (АП-ВД). Межгосударственный авиационный комитет. Авиационный регистр (09-2004, 30.12.2004).

5. РЦ-АП-33.70-1. Методические материалы для реализации требований к основным деталям двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационный регистр (03-2013, 27.11.2013).

6. Нормы расчёта на прочность оборудования и трубопроводов атомных энергетических установок (ПНАЭ Г-7-002-86). М.: Энергоатомиздат, 1989. 525 с.

7. Несущая способность парогенераторов водо-водяных энергетических реакторов / под ред. Н.А. Махутова. М.: Наука, 2003. 440 с.

8. Проблемы прочности и безопасности водо-водяных энергетических реакторов / под ред. Н.А. Махутова, М.М. Гаденина. М.: Наука, 2008. 446 с.

9. Гецов Л.Б. Материалы и прочность деталей газовых турбин. М.: Недра, 1996. 591 с.

10. Бегерман А.З., Конопатова А.В., Леонова И.П. Влияние высокотемпературной коррозии на материалы турбинных лопаток морских газотурбинных двигателей // Коррозия «Территории «НЕФТЕГАЗ». 2015. № 3 (32). С. 12-14.

11. Beretta S., Loconte A. Development of models for life prediction under corrosion-fatigue. <https://www.yumpu.com/en/document/view/19026365/development-of-models-for-life-prediction-under-corrosion-fatigue/35>

LIFE OF GAS TURBINE ENGINE COMPONENTS UNDER CORROSIVE EXPOSURE

© 2019

M. V. Pivovarova Design Engineer; Structural Analyst;
JSC “UEC-Aviadvigatel”, Perm, Russian Federation;
maria-assoll@yandex.ru

I. L. Gladkiy Candidate of Science (Engineering), Head of Department;
JSC “UEC-Aviadvigatel”, Perm, Russian Federation;
office@avid.ru

Currently, operation of gas turbine engines takes place in the aggressive medium of the atmosphere of some climatic regions. As a consequence, this may cause fast degradation of the strength properties of parts of gas turbine equipment and their subsequent premature failure. The problem of determining the life of gas turbine engine components under corrosive exposure is vital. We present an analysis of the state of the art in the field of assessment of gas turbine engine component life under the influence of corrosive environment in Russia and abroad. UEC-Aviadvigatel, FSUE “VIAM” and NPO “TSKTI” JSC formulated approaches to the development of the lifing process for engine parts operating in corrosive environment.

Gas turbine engine; component; life; damages; mechanical characteristics; mathematical modeling.

Citation: Pivovarova M.V., Gladkiy I.L. Life of gas turbine engine components under corrosive exposure. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 109-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-109-117

Reference

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 2. Kompresory. Kamery sgoraniya. Forsazhnye kamery. Turbiny. Vychodnye ustroystva* [Principles of designing aircraft engines and power plants. V. 2. Compressors. Combustion chambers. Afterburners. Turbines. Output devices]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 365 p.
2. Strength standards for civil aviation gas turbine engines. Moscow: CIAM Publ., 2004. 260 p. (In Russ.)
3. Strength standards for ship and marine gas turbines. SPb: TsNII im. akademika Krylova Publ., 1986. (In Russ.)
4. Enforcement of the Advisory Circular to Joint Aviation Requirements. Part 33. Airworthiness standards for auxiliary aircraft engines. Interstate Aviation Committee, Aviation Register, 2004. (In Russ.)
5. Recommendation circular RC-AP-33.70-1. Guidance materials for the implementation of requirements for the main parts of the engine, the life of which is set in cycles. (Project.) Interstate Aviation Committee, Aviation Register, 2013. (In Russ.)
6. Norms of strength calculation for the equipment and pipelines of nuclear power plants (PNAE Г-7-002-86). Moscow: Energoatomizdat Publ., 1989. 525 p. (In Russ.)
7. *Nesushchaya sposobnost' parogeneratorov vodo-vodyanykh energeticheskikh reaktorov / pod red. N.A. Makhutova* [Bearing capacity of steam generator of water-moderated power reactor / ed. by N.A. Makhutov]. Moscow: Nauka Publ., 2003. 440 p.
8. *Problemy prochnosti i bezopasnosti vodo-vodyanykh energeticheskikh reaktorov / pod red. N.A. Makhutova, M.M. Gadenina* [Strength and safety problems of water-moderated power reactors / ed. by N.A. Makhutov, M.M. Gadenin]. Moscow: Nauka Publ., 2008. 446 p.
9. Getsov L.B. *Materialy i prochnost' detaley gazovykh turbin* [Materials and strength of gas turbine parts]. Moscow: Nedra Publ., 1996. 591 p.

10. Begerman A.Z., Konopatova A.V., Leonova I.P. Influence of high-temperature corrosion on materials of turbine blades of marine gas turbine engines. *Korroziya «Territorii «NEFTEGAZ»*. 2015. No. 3 (32). P. 12-14. (In Russ.)

11. Beretta S., Loconte A. Development of models for life prediction under corrosion-fatigue. Available at: <https://www.yumpu.com/en/document/view/19026365/development-of-models-for-life-prediction-under-corrosion-fatigue/35>

ОБОСНОВАНИЕ АРХИТЕКТУРЫ ИНТЕРАКТИВНОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ПОДГОТОВКИ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ К ПУСКУ

© 2019

А. Е. Привалов кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры управления организационно-техническими системами космического назначения; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; cerebrum203@yandex.ru

П. Ю. Бугайченко кандидат военных наук, преподаватель кафедры управления организационно-техническими системами космического назначения; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; pavel_bugaichenko@rambler.ru

Решается задача обоснования архитектуры интерактивной информационной модели процесса подготовки ракеты космического назначения (РКН) к пуску. Актуальность исследований обусловлена сложностью и высокой динамикой процесса подготовки РКН к пуску, а также последними достижениями в области информационного моделирования и теории поддержки принятия решений. Целью исследований является повышение ситуационной осведомлённости лица, принимающего решение при управлении процессом подготовки РКН к пуску. Проведён анализ процесса формирования ситуационной осведомлённости как составной части процесса принятия решений, на основании которого впервые предложена модель показателя эффективности формирования ситуационной осведомлённости. Разработана модель оценивания эффективности исследуемого процесса на базе математического аппарата теории непрерывных цепей Маркова. Представлены результаты численных экспериментов, подтверждающих адекватность модели и позволяющих сформулировать количественные требования к процессу формирования ситуационной осведомлённости, обеспечивающие его максимальную эффективность. Сформулированы задачи информационной системы, направленные на удовлетворение полученных требований, и разработана архитектура информационной модели процесса подготовки РКН к пуску. Результаты исследований могут быть использованы для обоснования количественных требований к разрабатываемым информационным моделям обстановки на этапе разработки технического задания.

Ракета космического назначения; подготовка к пуску; ситуационная осведомлённость; принятие решений; эффективность.

Цитирование: Привалов А.Е., Бугайченко П.Ю. Обоснование архитектуры интерактивной информационной модели процесса подготовки ракеты космического назначения к пуску // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 118-130. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-118-130

Введение

В настоящее время к эффективности процесса подготовки ракет космического назначения (РКН) к пуску предъявляются достаточно жёсткие требования, обусловленные всё возрастающей ролью космических систем в современном мире. Достижение требуемых показателей зависит от качества выполнения всех функций управления процессом.

Принятие решений при управлении процессом подготовки и пуска имеет следующие особенности:

- строгая структура, определённая сетевым графиком, отклонения от которого возможны лишь в малом диапазоне;
- априорная определённость оценочной системы в соответствии с руководящими и эксплуатационными документами;

- высокая динамика, накладывающая жёсткие временные рамки на процесс принятия решений;
- большой объём информации о ходе процесса.

При этом от степени владения информацией лицом, принимающим решение (ЛПР) – ситуационной осведомлённости (СО) [1] – напрямую зависит его правильность. Повысить ситуационную осведомлённость ЛПР при подготовке РКН к пуску возможно с применением технологии информационного моделирования.

Информационная модель обстановки представляет собой интерактивный мультимедийный аналитический документ, который имеет следующие особенности:

- он содержит информацию, необходимую для выработки решения, в максимально удобном для восприятия визуально-ориентированном виде;
- с ним можно взаимодействовать в процессе выработки решения, получая доступ к необходимой в настоящий момент информации.

В статье рассмотрена задача обоснования архитектуры информационной модели процесса подготовки РКН к пуску на основании новой модели оценивания эффективности процесса формирования ситуационной осведомлённости ЛПР.

Постановка задачи

Согласно модели М.Р. Эндсли [2] состояние ситуационной осведомлённости является результатом процесса анализа и оценки окружающей среды и включает три уровня: восприятие, осмысление и прогнозирование ситуации.

Первый уровень ситуационной осведомлённости – восприятие ситуации – включает в себя наблюдение множества N параметров, характеризующих объект и процесс управления. Информацию о значениях этих параметров условно можно разделить:

- на информацию о текущей обстановке, поступающую от командиров подчинённых расчётов, а также от автоматизированных систем управления (I_t);
- информацию о плановом выполнении процесса (эталонный процесс), источником которой являются сетевые графики, карточки хронометража и другие оперативные документы (I_n).

Формирование первого уровня соответствует этапу мониторинга при разработке управленческих решений [3]. Сущность мониторинга заключается в измерении параметров и сравнении их с плановыми значениями. Ввиду сложности объекта управления и высокой динамики происходящих процессов полноценный анализ всех параметров не всегда возможен. Снижение полноты мониторинга существенно влияет на качество принимаемых решений и, в некоторых случаях, может привести к возникновению нештатных и аварийных ситуаций.

Формирование второго уровня ситуационной осведомлённости выполняется на этапе диагностирования ситуации и включает в себя анализ поступившей информации, отнесение ситуации к одному из классов (задача распознавания образов). При осмыслении ситуации возможно возникновение ошибок, причинами которых являются недостаточные достоверность и полнота представляемой информации. Достоверность является характеристикой входной информации для системы принятия решений (СПР), следовательно находится за границами исследования. Полнота мониторинга является характеристикой СПР, которая влияет на качество принимаемых решений.

Формирование третьего уровня ситуационной осведомлённости соответствует этапу прогнозирования ситуации. Соответствие уровней модели М.Р. Эндсли этапам

принятия решений представлено на рис. 1. Таким образом, процесс формирования ситуационной осведомлённости является обязательной составляющей принятия решения. Следовательно эффективность формирования ситуационной осведомленности можно оценить с помощью показателя:

$$K_{co} = \frac{\mathcal{E}_{np}^{(pco)}}{\mathcal{E}_{np}^{(uco)}}, \tag{1}$$

где $\mathcal{E}_{np}^{(pco)}$ – показатель эффективности принятия решения с реальной системой формирования ситуационной осведомлённости; $\mathcal{E}_{np}^{(uco)}$ – показатель эффективности принятия решения с идеальной системой формирования ситуационной осведомлённости

Исходя из вышесказанного, можно осуществить математическую постановку задачи.

Дано:

1) $T = \{t_1, t_2 \dots t_7\}$ – множество средних длительностей соответствующих этапов принятия решений;

2) N – общее количество параметров объекта и процесса управления;

3) N_a – количество наблюдаемых параметров объекта и процесса управления;

4) $t_{отк}$ – среднее время нахождения параметров в «норме» ($I_t = I_n$);

5) t_k – среднее время, в течение которого параметр может находиться в «ненорме», и это не приводит к возникновению аварийной ситуации (располагаемое время для принятия решения).

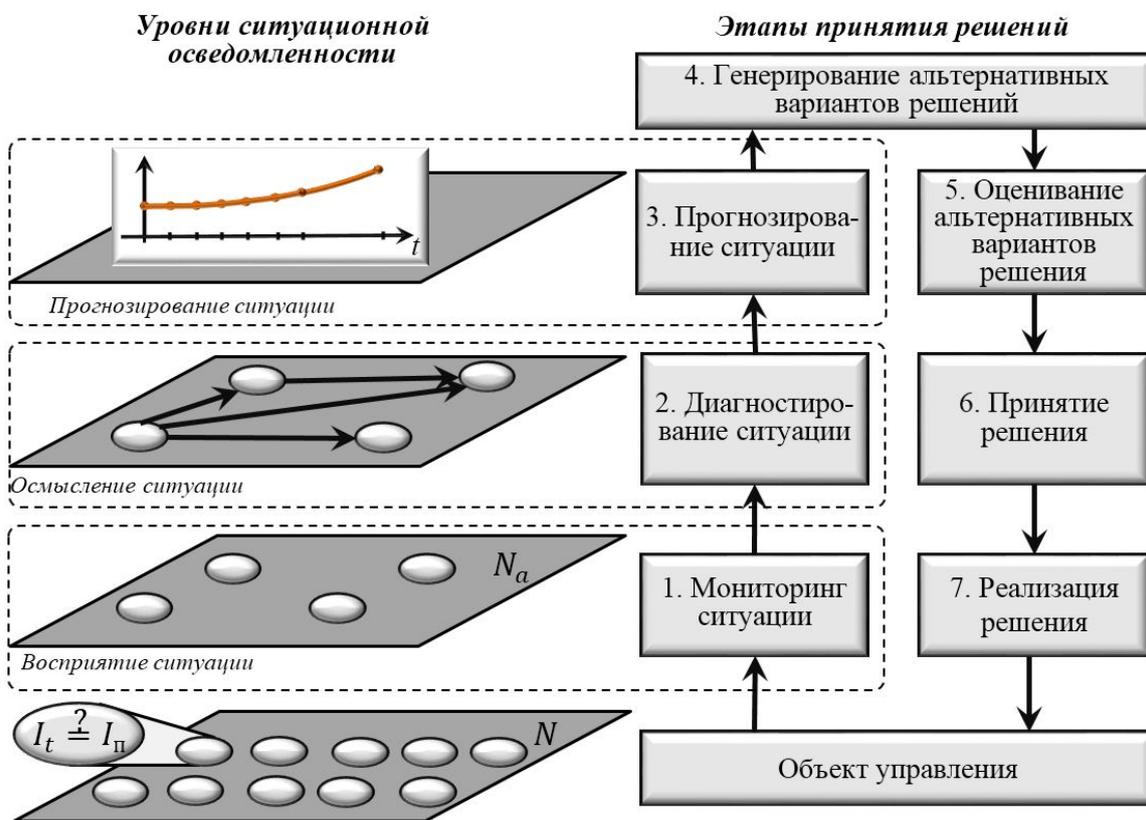


Рис. 1. Соответствие уровней ситуационной осведомлённости и этапов принятия решений

Выполнить:

1. Разработать модель для оценивания эффективности формирования ситуационной осведомлённости (1)
2. Определить наиболее значимые параметры процесса формирования ситуационной осведомлённости и оценить их влияние на показатель эффективности.
3. Обосновать архитектуру интерактивной информационной модели процесса подготовки РКН к пуску для обеспечения условия $K_{co} \geq K_{треб}$.

Допущения:

1. Получаемая информация достоверна.
2. При правильном определении вида нештатной ситуации всегда существует решение, переводящее ситуацию в штатную.
3. В отдельный момент времени только один параметр может выйти за пределы нормы (допущение актуально для систем с высоким уровнем целевой эффективности).

Разработка математической модели оценивания эффективности формирования ситуационной осведомлённости

Система принятия решений функционирует в непрерывном масштабе времени и может находиться в одном из дискретных состояний S_i , каждое из которых характеризует окончание соответствующего этапа процесса принятия решения. Поэтому для оценивания эффективности формирования СО, как составной части этого процесса, может быть использована модель на базе математического аппарата теории непрерывных цепей Маркова [4]. Так как информация о состоянии объекта управления достаточно разнородна по содержанию и каждый из её видов имеет свою смысловую ценность, потребное и располагаемое время обработки, то полагаем её «осреднённой».

Пусть определено вероятностное пространство Колмогорова, в котором случайными событиями являются события A_i – нахождение процесса принятия решения в состоянии S_i , на котором заданы:

- алгебра событий $A = \{A_i\}$;
- аксиома существования вероятности случайных событий $P(A_i)$;
- аксиома нормировки вероятности $P(A)$;
- аксиома аддитивности вероятности $P\left(\sum_i A_i\right) = \sum_i P(A_i)$.

Обозначим интенсивности изменения вероятностей состояний как λ_{ij} , интенсивности изменения вероятностей по всем направлениям образуют множество интенсивностей $\Lambda = \{\lambda_{ij}\}$.

Объект управления может находиться в трёх состояниях:

- S_0 – штатное функционирование объекта управления ($I_t = I_n$);
- S_1 – нештатное функционирование объекта управления ($I_t \neq I_n$);
- S_2 – предельное состояние – состояние, в котором не существует решения, которое вернёт объект в штатное состояние.

Интенсивность переходов между состояниями S_0 и S_1 определяется через $t_{отк}$, интенсивность переходов между состояниями S_1 и S_2 определяется через t_k :

$$\lambda_{01} = \frac{N}{t_{\text{отк}}}, \quad \lambda_{12} = \frac{1}{t_{\text{к}}}.$$

Принятие решения осуществляется в условиях нахождения объекта в одном из перечисленных состояний. Если объект управления находится в состоянии S_0 , то СПР может принять либо правильное, либо ошибочное решение о состоянии объекта (ошибка первого рода). Источником ошибок первого рода может быть только недостоверность поступающей информации. Так как гипотеза об исправном состоянии объекта является нулевой, недостаточная полнота мониторинга не повлечёт за собой возникновение ошибки первого рода. Следовательно, если объект находится в состоянии S_0 , то функционирование СПР не выводит его из этого состояния. Воспользовавшись аксиомой аддитивности вероятности, объединим все состояния, описывающие этапы принятия решения при условии S_0 , в одно состояние (назовём его S_0). Аналогичным образом объединим все состояния принятия решения в состоянии S_2 в одно состояние S_2 . Таким образом, процесс принятия решения влияет только на перевод системы из состояния S_1 в состояние S_0 .

Процесс принятия решения состоит из семи этапов. Обозначим состояния, соответствующие первым трём этапам, соответственно S_m , S_d , S_f . Интенсивность мониторинга λ_{1m} можно определить через количество наблюдаемых параметров N_a и среднее время наблюдения одного параметра $t_m = t_1$:

$$\lambda_{1m} = \frac{1}{N_a t_m}.$$

Из состояния S_m возможен переход:

- в состояние S_d в случае правильного диагностирования ситуации;
- в состояние S_1 в случае ошибки второго рода, то есть принятия решения об исправности объекта.

В последнем случае СПР заканчивает работу, не сформировав управляющего воздействия на восстановление штатного функционирования объекта, и объект остаётся в состоянии S_1 .

Вероятность ошибки второго рода определяется через полноту контроля [5]:

$$\Pi = \frac{\log_2 \frac{1}{N - N_a} - \log_2 \frac{1}{N}}{-\log_2 \frac{1}{N}}.$$

Среднюю длительность этапа диагностирования ситуации обозначим $t_d = t_2$, среднюю длительность прогнозирования – $t_f = t_3$. Следовательно

$$\lambda_{md} = \frac{1}{t_d} \Pi, \quad \lambda_{m1} = \frac{1}{t_d} (1 - \Pi), \quad \lambda_{df} = \frac{1}{t_f}.$$

Этапы 4-7 работы СПР не участвуют в формировании ситуационной осведомлённости, поэтому, воспользовавшись аксиомой аддитивности вероятности и допущением о гарантированном существовании решения, переводящего ситуацию в штатную, объединим их с состоянием S_0 . Следовательно

$$\lambda_{f0} = \frac{1}{t_r} = \frac{1}{\sum_{i=4}^7 t_i}.$$

Граф состояний процесса принятия решений с реальной системой СО представлен на рис. 2, а. Идеальная система СО характеризуется мониторингом всего множества параметров и бесконечно малыми (соответствующими режиму реального времени) длительностями выполнения этапов 1-3 поддержки принятия решения (т.е. $\Pi = 1$, $t_1 = t_2 = t_3 = 0$). С учётом принятых допущений и аксиом граф состояний процесса принятия решений представлен на рис. 2, б.

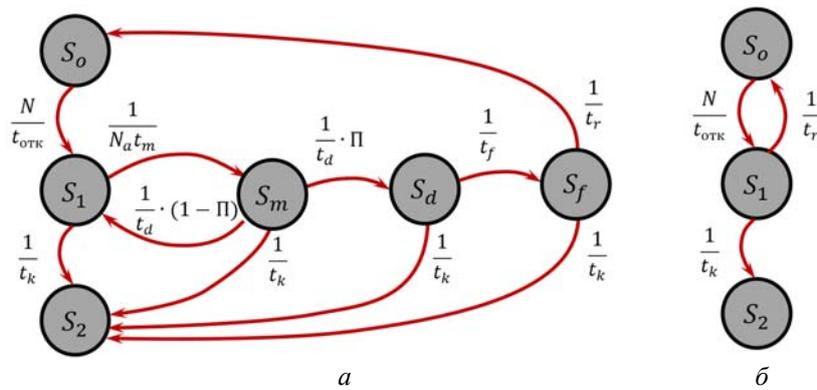


Рис. 2. Графы состояний СПР с реальной и идеальной системами СО

В соответствии с правилом Колмогорова [6] получены следующие системы уравнений состояния для реальной (2) и идеальной (3) систем:

$$\begin{cases} \dot{p}_0 = p_d \frac{1}{t_r} - p_0 \frac{N}{t_{отк}}; \\ \dot{p}_1 = p_0 \frac{N}{t_{отк}} + p_a \frac{1}{t_d} (1 - \Pi) - p_1 \left(\frac{1}{t_k} + \frac{1}{N_a t_a} \right); \\ \dot{p}_2 = p_1 \frac{1}{t_k} + p_a \frac{1}{t_k} + p_d \frac{1}{t_k}; \\ \dot{p}_a = p_1 \frac{1}{N_a t_a} - p_a \left(\frac{1}{t_d} (1 - \Pi) - \frac{1}{t_k} - \frac{1}{t_d} \Pi \right); \\ \dot{p}_d = p_a \frac{1}{t_d} \Pi - p_d \left(\frac{1}{t_f} + \frac{1}{t_k} \right); \\ \dot{p}_f = p_d \frac{1}{t_f} - p_f \left(\frac{1}{t_r} + \frac{1}{t_k} \right). \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{p}_0 = p_1 \frac{1}{t_r} - p_0 \frac{N}{t_{отк}}; \\ \dot{p}_1 = p_0 \frac{N}{t_{отк}} - p_1 \left(\frac{1}{t_k} + \frac{1}{t_r} \right); \\ \dot{p}_2 = p_1 \frac{1}{t_k}. \end{cases} \quad (3)$$

Эффективность принятия решения определяется как свойство процесса принятия решения, характеризующее его приспособленность к достижению цели [7]. Целью процесса принятия решений при управлении процессом подготовки РКН к пуску является обеспечение планового хода процесса и парирование отклонений. Численно эффективность принятия решения можно выразить через вероятность непопадания системы в состояние S_2 . Очевидно, что p_2 является поглощающим состоянием, в связи с этим $p_2(t \rightarrow \infty) = 1$. Поэтому для расчётов целесообразно использовать значение вероятности невыполнения целевой задачи за временной интервал, равный длительности подготовки РКН к пуску. Следовательно

$$K_{co} = \frac{\mathcal{E}_{np}^{(pco)}}{\mathcal{E}_{np}^{(uco)}} = \frac{\left(1 - p_2^{(pco)}(\tau_{mn})\right)}{\left(1 - p_2^{(uco)}(\tau_{mn})\right)},$$

где τ_{mn} – длительность подготовки РКН к пуску; $p_2^{(pco)}$ – вероятность невыполнения задачи СПР с реальной системой СО; $p_2^{(uco)}$ – вероятность невыполнения задачи СПР с идеальной системой СО.

В целях проверки адекватности разработанной модели были проведены численные эксперименты по оцениванию K_{co} при изменении полноты контроля Π в интервале от 0,01 (1%) до 0,8 (80%) и длительности мониторинга t_m от 0,0001 до 0,018 (мин.) при общем времени принятия решения $\sum_{i=1}^7 t_i = 45$ мин. Результаты экспериментов представлены на рис. 3. Из графика видно, что K_{co} возрастает при снижении длительности мониторинга и повышении полноты контроля.

Анализ результатов проведения экспериментов позволяет сформировать следующие требования к информационной модели процесса подготовки РКН к пуску для достижения $K_{co} \geq K_{треб} = 0,95$:

- полнота мониторинга параметров объекта и процесса управления $\Pi \geq 0,8$;
- длительность мониторинга каждого параметра $t_m \leq 0,002$ (мин.);
- длительность процесса принятия решения $\sum_{i=1}^7 t_i \leq 45$ (мин.).

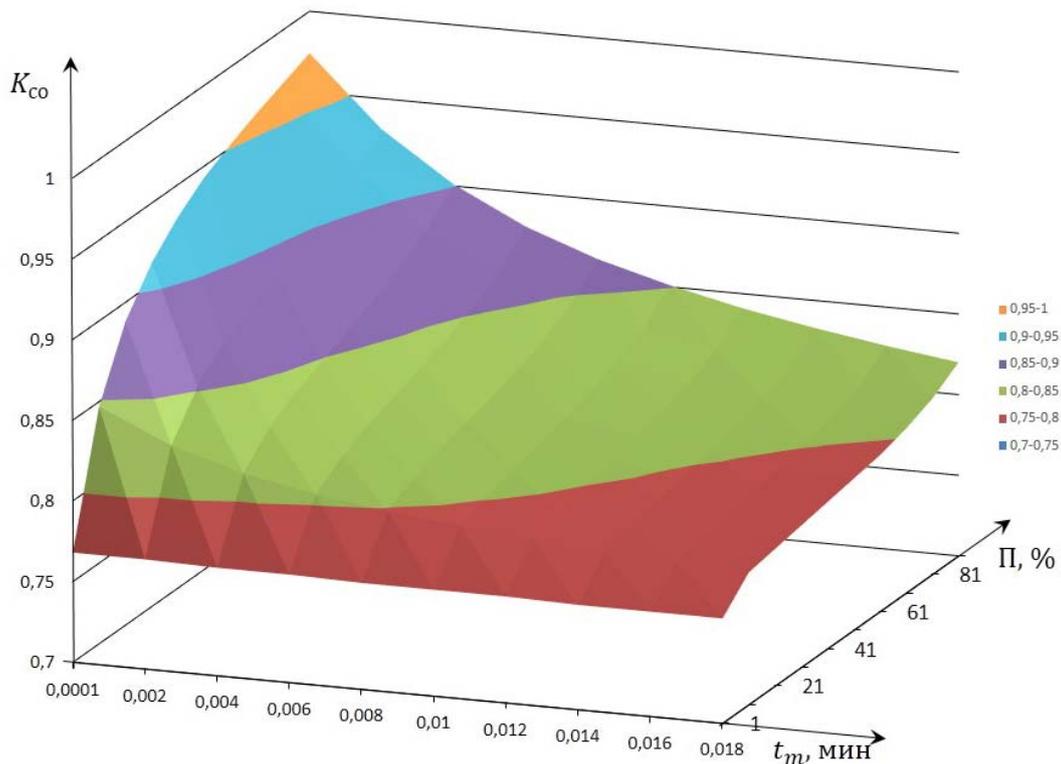


Рис. 3. Зависимость эффективности СО от полноты контроля и длительности мониторинга

Архитектура интерактивной информационной модели процесса подготовки РКН к пуску

Архитектура интерактивной информационной модели процесса подготовки РКН к пуску определяется перечнем задач, направленных на удовлетворение вышеперечисленных требований (рис. 4).

Задача 1. Автоматическое получение информации о текущих значениях параметров объекта и процесса управления. Источником информации о текущих значениях параметров являются автоматизированные системы управления класса MES и SCADA [8; 9]. Применение ручного ввода значений параметров приведёт к существенному увеличению длительности мониторинга, а следовательно к снижению K_{CO} .

Задача 2. Автоматическое получение информации о плановых значениях объекта и процесса управления. Подготовка РКН к пуску является сложным процессом со множеством обратных связей, штатное течение которого во многом зависит от текущей ситуации. Поэтому наиболее перспективным источником информации о плановом (эталонном) процессе представляется имитационная модель, функционирующая в реальном масштабе времени параллельно с объектом управления. Для решения этой задачи может быть использована уже разработанная имитационная модель процесса подготовки РКН к пуску [10].

Задача 3. Автоматическое сравнение плановой и текущей ситуации с выявлением отклонений. Длительность выполнения задач №№1-3 является составляющей времени t_m .

Задача 4. Автоматическое прогнозирование ситуации в режиме реального времени. Обеспечение режима реального времени возможно только с применением аналитических моделей, т.к. имитационное моделирование предполагает проведение статистического эксперимента и может занять достаточно длительное время. Вместе с тем, на процесс подготовки РКН к пуску влияет множество случайных факторов различной природы (отказы технологического оборудования, неблагоприятные условия внешней среды, ошибки операторов и т.п.), сочетание которых не позволяет построить адекватные аналитические модели процесса. Обеспечение требуемой точности и оперативности прогнозирования возможно с применением метамоделей, под которыми понимается приближённая векторная стохастическая функция, полученная путём проведения экспериментов с моделью системы и описывающая зависимость выходных параметров от входных [11]. Метамоделей, как правило, выражаются в форме аналитических уравнений, таблиц, графиков, поверхностей или контурных карт.

Для построения метамоделей необходимо выполнить следующие этапы:

1. Разработка сценария развития нештатной ситуации.
2. Определение варьируемых и оцениваемых параметров процесса, разработка плана эксперимента.
3. Проведение статистических испытаний по разработанному плану и обработка их результатов.
4. Построение метамоделей процесса подготовки РКН при возникновении данной нештатной ситуации.

Заблаговременная подготовка метамоделей для каждой из возможных ситуаций позволит существенно повысить оперативность предоставления прогнозной информации для поддержки принятия решений во время их возникновения.

Задача 5. Предоставление информации в удобном для восприятия виде. В целях сокращения времени восприятия информации представление информации необходимо организовывать в образной графической форме [12]. Скорость восприятия информации в графической форме на порядок выше, чем в остальных, и составляет менее 100 мс [13], что удовлетворяет предъявляемым требованиям. Предлагается организация информации в форме четырёх интерфейсов: сетевой график, состояние технологического оборудования, 3D- и 2D-схема.

Интерфейс сетевого графика предназначен для предоставления информации о структуре и ходе технологического процесса. На нём отображается структура эталонного сетевого графика подготовки РКН, а также текущее и прогнозное состояние процесса. Интерфейс в интерактивном режиме может предоставлять детальную информацию о каждой операции сетевого графика.

Интерфейс визуализации состояния технологического оборудования предназначен для представления в графическом виде загрузки, текущих режимов работы, технического состояния каждого агрегата (системы).

Интерфейс 3D и 2D-схемы предназначен для представления элементов технического и стартового комплекса в целом и предоставления доступа в интерактивном режиме к информации о каждом здании и сооружении. По мере необходимости могут выводиться сведения о количестве личного состава, находящегося в здании, технологическом оборудовании и нештатных ситуациях.

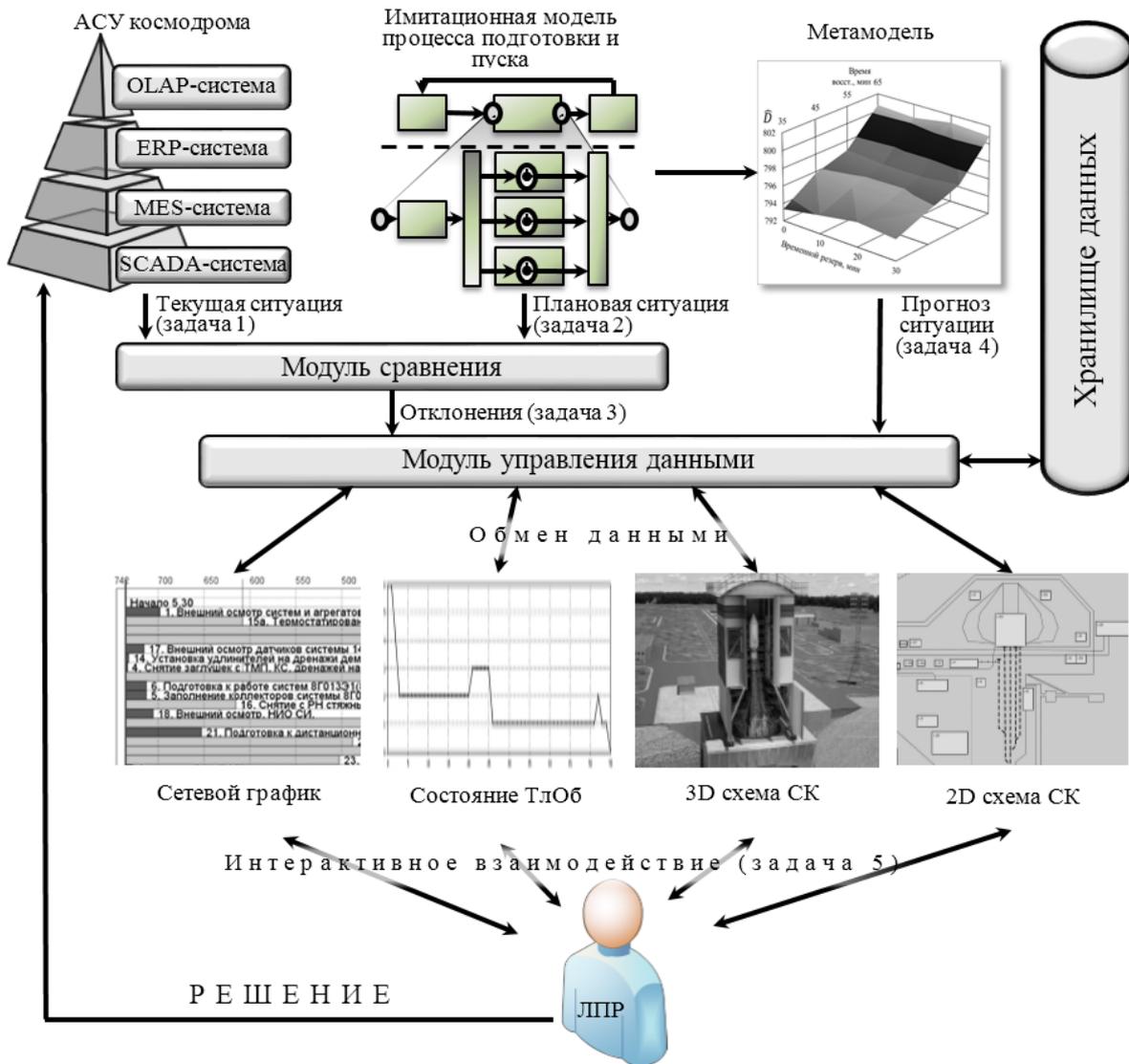


Рис. 4. Архитектура интерактивной информационной модели процесса подготовки РКН к пуску

Для минимизации времени получения требуемой информации данные интерфейсы должны обеспечивать выполнение следующих функций [14]:

- перемещение по уровням иерархии модели, вплоть до выхода на детальную информацию, обусловившую формирование значения конкретного показателя (эта возможность полезна для перехода от обзорного к более детальным уровням видения ситуации и наоборот);
- изменение масштаба времени отображения параметров;
- включение анимационных и/или цветовых индикаторов значений параметров и ряд других визуальных эффектов, улучшающих восприятие.

Заключение

Эффективность принятия решений напрямую зависит от полноты и оперативности представления данных. Поэтому необходимым условием повышения эффективности принятия решений является обеспечение требуемого уровня СО ЛПР, которое реализуется в настоящее время с применением информационных моделей обстановки.

Разработана модель оценивания эффективности формирования СО, которая позволяет сформировать количественные требования к параметрам процесса её формирования. Сформированные требования могут быть использованы на этапе разработки технического задания на разработку информационной модели обстановки, а также для обоснования архитектурных решений при её проектировании. Разработанная модель апробирована для обоснования архитектуры интерактивной информационной модели процесса подготовки РКН к пуску.

Библиографический список

1. Привалов А.Е., Кочанов И.А., Бугайченко П.Ю. Онтологический подход к формированию ситуационной осведомлённости при управлении эксплуатацией ракетно-космических комплексов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2013. № 639. С. 93-98.
2. Kokar M.M., Matheus C.J., Waclawski K. Ontology-based situation awareness // Information Fusion. 2009. V. 10, Iss. 1. P. 83-98. DOI: 10.1016/j.inffus.2007.01.004
3. Карась И.В., Привалов А.Е. Технологии разработки управленческих решений. Ч. 1. Теоретические основы разработки управленческих решений. Управление проектами: уч. пособие. СПб: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2012. 116 с.
4. Минаков Е.П., Шафигуллин И.Ш., Зубачев А.М. Методы исследования эффективности применения организационно-технических систем космического назначения: учебник. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2016. 244 с.
5. Дмитриев А.К., Юсупов Р.М. Идентификация и техническая диагностика: учебник для вузов. М.: МО СССР, 1987. 521 с.
6. Кремер Н.Ш. Теория вероятностей и математическая статистика: учебник и практикум. М.: Юрайт, 2017. 514 с.
7. Петухов Г.Б., Якунин В.И. Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремлённых систем. М.: АСТ, 2006. 504 с.
8. Шмелёв В.В. Корпоративная информационная система автоматизированной системы управления подготовкой и пуском ракеты космического назначения // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2015. № 646. С. 29-37.
9. Зеленцов В.А., Ковалев А.П., Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов Р.М. Методология создания и применения интеллектуальных информационных технологий наземно-космического мониторинга сложных объектов // Труды СПИИРАН. 2013. № 5 (28). С. 7-81.
10. Привалов А.Е., Зубачев М.А., Степанов С.С. Программа имитационного моделирования выполнения мероприятий в распределённой системе: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018618764; заявка № 2018616103 от 05.06.2018 г.
11. Лоу А., Кельтон В. Имитационное моделирование. СПб: Питер, 2004. 847 с.
12. Новикова Е.В., Лавренюк С.Ю., Ильин Н.И. Многокритериальное проектирование и обоснование эффективности создания и эксплуатации ситуационных центров // Информационные технологии в проектировании и производстве. 2012. № 4. С. 63-67.
13. Констандов Э.А. Психофизиология сознания и бессознательного. СПб: Питер, 2004. 167 с.
14. Ильин Н.И., Демидов Н.Н., Новикова Е.В. Ситуационные центры. Опыт, состояние, тенденции развития. М.: МедиаПресс, 2011. 336 с.

JUSTIFICATION OF THE ARCHITECTURE OF AN INTERACTIVE INFORMATION MODEL OF THE PROCESS OF SPACE-MISSION VEHICLE LAUNCH PREPARATION

© 2019

A. E. Privalov Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer of the Department of Management of Organizational and Technical Systems for Space Purpose; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; cerebrum203@yandex.ru

P. Yu. Bugaichenko Candidate of Science (Military), Lecturer of the Department of Management of Organizational and Technical Systems for Space Purpose; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; pavel_bugaichenko@rambler.ru

The article presents a solution of the problem of substantiating the architecture of an interactive information model for the launch preparation of an integrated launch vehicle (ILV). The relevance of the research is due to the complexity and high dynamics of the ILV launch preparation process, as well as the latest achievements in the field of information modeling and decision support theory. The aim of the research is to raise the situational awareness of the decision maker in managing the process of preparing ILV for launch. The process of formation of situational awareness as an integral part of the decision-making process is analyzed. On the basis of this analysis a model of an indicator of the effectiveness of situational awareness formation is proposed for the first time. A model for evaluating the effectiveness of the process under study is developed on the basis of the mathematical apparatus of the theory of continuous-time Markov chains. The results of numerical experiments confirming the adequacy of the model and making it possible to state the quantitative requirements for the process of formation of situational awareness, ensuring its maximum efficiency, are presented. The tasks of the information system aimed at satisfying the requirements are stated, and the architecture of the information model of the ILV launch preparation process is developed. The research results can be used to justify the quantitative requirements for the developed information models of the launch situation at the stage of development of technical specifications.

Integrated launch vehicle; launch preparation; situational awareness; decision-making; efficiency.

Citation: Privalov A.E., Bugaichenko P.Yu. Justification of the architecture of an interactive information model of the process of space-mission vehicle launch preparation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 118-130. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-118-130

References

1. Privalov A.E., Kochanov I.A., Bugaichenko P.Yu. The ontological approach to forming situation awareness during the management of the operation RKK. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2013. No. 639. P. 93-98. (In Russ.)
2. Kokar M.M., Matheus C.J., Baclawski K. Ontology-based situation awareness. *Information Fusion*. 2009. V. 10, Iss. 1. P. 83-98. DOI: 10.1016/j.inffus.2007.01.004
3. Karas' I.V., Privalov A.E. *Tekhnologii razrabotki upravlencheskikh resheniy. Ch. 1. Teoreticheskie osnovy razrabotki upravlencheskikh resheniy. Upravlenie proektami: uchebnoe posobie* [Technologies of development of management decisions. Part 1. Theoretical basis for the development of management decisions. Project management. Tutorial]. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2012. 116 p.
4. Minakov E.P., Shafigullin I.Sh., Zubachev A.M. *Metody issledovaniya effektivnosti primeneniya organizatsionno-tekhnicheskikh sistem kosmicheskogo naznacheniya: uchebnik* [Methods of analyzing the effectiveness of using organizational and technical space-mission systems: textbook]. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2016. 244 p.
5. Dmitriev A.K., Yusupov R.M. *Identifikatsiya i tekhnicheskaya diagnostika: uchebnik dlya vuzov* [Identification and technical diagnostics: textbook for higher education]. Moscow: MO USSR Publ., 1987. 521 p.

6. Kremer N.Sh. *Teoriya veroyatnostey i matematicheskaya statistika: uchebnik i praktikum* [Probability theory and mathematical statistics: textbook and workshop]. Moscow: Yurayt Publ., 2017. 514 p.

7. Petukhov G.B., Yakunin V.I. *Metodologicheskie osnovy vneshnego proektirovaniya tselenapravlennykh protsessov i tselestremlennykh system* [Methodological foundations of external design of purposeful processes and goal-oriented systems]. Moscow: AST Publ., 2006. 504 p.

8. Shmelev V.V. The solution of a problem of optimum planning of a process a dynamic programing method. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2015. No. 646. P. 29-37. (In Russ.)

9. Zelentsov V.A., Kovalev A.P., Okhtilev M.Yu., Sokolov B.V., Yusupov R.M. Creation and application methodology of the intelligent information technology of complexity objects space and ground based monitoring. *SPIIRAS Proceedings*. 2013. No. 5 (28). P. 7-81. (In Russ.)

10. Privalov A.E., Zubachev M.A., Stepanov S.S. *Programma imitatsionnogo modelirovaniya vypolneniya meropriyatiy v raspredelennoy sisteme* [Program of simulation of the implementation of activities in a distributed system]. Certificate of state registration of computer programs no. 2018618764, application no. 2018618764 of June, 5, 2018.

11. Law A.M., Kelton D.W. *Simulation modelling and analysis*. Singapore: McGraw-Hill, 1991. 749 p.

12. Novikova E.V., Lavrenyuk S.Yu., Il'in N.I. Multicriterion design and the basing of the efficiency of creation and operation of situation centers. *Informacionnye Tehnologii v Proektirovanii i Proizvodstve*. 2012. No. 4. P. 63-67. (In Russ.)

13. Konstandov E.A. *Psikhofiziologiya soznaniya i bessoznatel'nogo* [Psychophysiology of consciousness and the unconscious]. SPb: Piter Publ., 2004. 167 p.

14. Il'in N.I., Demidov N.N., Novikova E.V. *Situatsionnye tsentry. Opyt, sostoyanie, tendentsii razvitiya* [Situational centers. Experience, status, development trends]. Moscow: MediaPress Publ., 2011. 336 p.

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМНЫХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ФАКТОРОВ НА ПАРАМЕТРЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

© 2019

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

И. И. Морозов младший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ke_src@ssau.ru

Представлены результаты расчёта термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания газообразного кислородно-водородного топлива по идеальной модели жидкостного ракетного двигателя с учётом фазового состояния компонентов, а также параметров двигателя малой тяги по модели вычислительной газовой динамики в обеспечение выбора режимных и конструктивных факторов, формирующих проектный облик ракетного двигателя малой тяги для перспективных объектов ракетно-космической техники. Показано, что для выбора части параметров, таких как коэффициент избытка окислителя, давление в камере сгорания, геометрическая степень расширения сопла, можно использовать идеальные модели. Для выбора части параметров создаваемого двигателя, таких как конструктивные параметры схемы смесеобразования, приведённая длина камеры сгорания и некоторые другие, необходимо применять модели вычислительной газовой динамики высокого уровня. В качестве критерия выбора использовался удельный импульс тяги. Получены расчётные данные, позволяющие выбрать основные параметры создаваемого двигателя с учётом реальных процессов в камере сгорания и сопле двигателя.

Ракетные двигатели малой тяги; газообразное кислородно-водородное топливо; модели рабочего процесса (термодинамическая и вычислительной газовой динамики); режимные и конструктивные факторы; удельный импульс тяги двигателя.

Цитирование: Рыжков В.В., Морозов И.И. Расчётное исследование влияния режимных и конструктивных факторов на параметры ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-131-142

Важнейшей составной частью космических аппаратов (КА) различного целевого назначения, разгонных блоков (РБ) и других объектов ракетно-космической техники (РКТ) является система управления, включающая двигательные установки с жидкостными ракетными двигателями малой тяги (ЖРДМТ) в качестве исполнительных органов.

В настоящее время системы управления КА и РБ комплектуются ЖРДМТ на следующих компонентах топлива: азотном тетраоксиде и несимметричном диметилгидразине или гидразине. Применение их в новых разработках будет сдерживаться сравнительно невысокими энергетическими параметрами, проблемами экологического характера, необходимостью модернизации экспериментальной базы.

Создание эффективных и надёжных ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) для объектов РКТ нового поколения, в частности на газообразных $H_{2T} + O_{2T}$, работающих в непрерывных и импульсных режимах с высокими динамическими и энергетическими параметрами, представляет собой перспективную техническую задачу.

Формирование научно-технического задела для разработки ракетных двигателей малой тяги на кислородно-водородном топливе существенно ускорит их отработку и применение в перспективных объектах РКТ.

В настоящее время проблемами, затрудняющими развитие ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе, являются:

– отсутствие апробированных методов (моделей), позволяющих получать расчётную информацию о параметрах рабочего тела в РДМТ с учётом реальных процессов в ракетном двигателе, что не позволяет принимать технические решения, существенным образом влияющие на проектный облик двигателей;

– ограниченная практика компьютерного проектирования ракетных двигателей малой тяги и создания электронных моделей РДМТ, позволяющая, в том числе, получать конструкторскую документацию в автоматизированном режиме, встраивать модели в разработки более высокого уровня, а также использовать их при производстве элементов двигателей;

– отсутствие соответствующих по параметрам и габаритам систем воспламенения, электропневмоклапанов, конструкционных материалов, обеспечивающих работу РДМТ в непрерывных и импульсных режимах;

– отсутствие современной стендовой базы для испытаний ракетных двигателей малой тяги на компонентах топлива: газообразный водород и кислород, позволяющей определять весь комплекс параметров, необходимых при создании РДМТ;

– отсутствие собственно экспериментальных образцов РДМТ, параметры которых соответствуют современным требованиям к ракетным двигателям малой тяги.

Анализ потенциальных возможностей топливных композиций проводится, как правило, на основе расчётных термодинамических параметров с учётом фазового состояния компонентов топлива. Результаты расчёта по топливу $H_2 + O_2$ в жидком исходном состоянии представлены в справочнике [1]. Если один или оба компонента топлива находятся в газовой фазе, то необходимо получать новые данные с использованием программы расчёта термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания ракетных топлив. Для этого в настоящее время удобно использовать данные справочника [2] или специализированный программный комплекс «Тегга – моделирование фазовых и химических равновесий» [3] и уже на этой базе проводить выбор основных параметров ракетных двигателей.

Краткая характеристика модели расчёта термодинамических свойств и процессов заключается в следующем.

Продукты сгорания современных ракетных топлив представляют собой высокотемпературные многокомпонентные химически реагирующие смеси. Определение состава и свойств таких смесей, а также параметров процессов со сложным рабочим телом базируется на данных о термических константах и термодинамических свойствах индивидуальных веществ, входящих в состав топлива и продуктов сгорания. Для формирования исходных данных используются фундаментальные справочные издания [4;5].

Свойства идеальных систем продуктов сгорания подчиняются уравнению состояния идеального газа, они находятся в химическом и фазовом равновесии.

Продукты сгорания в камере рассматриваются как равновесная смесь, являющаяся результатом процесса горения, который проведён полностью, адиабатно и изобарно. За процессом горения следует процесс расширения продуктов сгорания, для которого конечные параметры горения являются исходными. Давление торможения на входе в сопло есть давление, при котором осуществляется идеальный процесс горения. Процесс расширения продуктов сгорания рассматривается как непрерывная последовательность

равновесных состояний рабочего тела от конечного сечения камеры сгорания до выходного сечения сопла Лавалья.

Условия идеального расширения заключаются в изоэнтропности, однородности состава и параметров по поперечному сечению газодинамического тракта, одномерности потока.

Исходными данными для расчётного определения термодинамических, теплофизических свойств и характеристик процессов являются: химический состав и энтальпия компонентов топлива, термодинамические свойства индивидуальных веществ в требуемом диапазоне температур, интервал изменения определяющих величин, шаг (равномерный или неравномерный) изменения того или иного параметра в выбранном диапазоне, точность, сходимость в итерационном расчётном процессе, форма представления данных.

Отличия реальных свойств и процессов от идеальных носят характер малых отклонений, определяемых особенностями конкретных объектов, например, их геометрией, способом организации процессов и т. п.

Наиболее обоснованным и рациональным методом получения результатов о термодинамических и теплофизических свойствах и параметрах для выбранных топливных пар представляется определение идеальных свойств и параметров продуктов сгорания с последующей коррекцией идеальных величин с помощью коэффициентов, учитывающих реальные особенности той или иной системы или процессов.

Такая коррекция, а в некоторых случаях и величины поправочных коэффициентов могут быть расчётными или полученными в результате сравнения идеальных и экспериментальных параметров.

Некоторые результаты расчёта термодинамических параметров топлива $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$ и формирование предложений по выбору основных параметров ракетных двигателей представлены на рис. 1. Показаны зависимости расходного комплекса (*a*), температуры продуктов сгорания в камере сгорания (*b*) и удельного импульса тяги (*в*) от коэффициента избытка окислителя. По этим зависимостям можно выделить два коэффициента избытка окислителя: $\alpha_{OK} = 0,35$ и $\alpha_{OK} = 0,60$, соответствующие максимальным значениям энергетических параметров топлива β и I_y (рис. 1, *a*, *в*). Третье значение $\alpha_{OK} = 1,0$ соответствует максимальному значению температуры продуктов сгорания (рис. 1, *b*) и, что более важно, генератор водорода и кислорода (электролизёр высокого давления) обеспечивает выход продуктов электролиза воды при стехиометрическом массовом соотношении компонентов $K_m \sim 8,0$ ($\alpha_{OK} = 1,0$).

Следует учесть ещё одно обстоятельство, важное при выборе оптимального соотношения компонентов топлива на входе в двигатель, которое заключается в том, что при обеспечении работоспособности конструкции РДМТ необходимо создавать тепловую защиту стенок камеры двигателя. Если для этих целей использовать газообразный кислород (при $\alpha_{OK} = 1,0$ на входе в двигатель), то ядро потока продуктов сгорания будет формироваться при соотношении компонентов топлива, близкого к оптимальному по удельному импульсу тяги, и двигатель будет обладать максимальными энергетическими параметрами.

Таким образом, при создании технических устройств технологического назначения (эксплуатируемого в наземных условиях) следует считать оптимальным $\alpha_{OK} = 0,35$; при создании ракетных двигателей малой тяги для эксплуатации в условиях космического пространства при использовании высокотемпературных конструкционных материалов оптимальным будет $\alpha_{OK} = 0,6$; а при необходимости использования газовых за-

вес как способа обеспечения теплового состояния конструкции с температурой стенки $\sim T_{cm}^{don}$, оптимальным α_{OK} принимаем $\alpha_{OK}^{opt} = 1,0$.

При выборе давления в камере сгорания РДМТ рассмотрим результаты термодинамического расчёта топлива $H_{2Г} + O_{2Г}$, представленные на рис. 2. Показаны зависимости расходного комплекса (а), температуры продуктов сгорания (б) и производной расходного комплекса по p_k (в) при коэффициенте избытка окислителя $\alpha_{OK} = 0,60$. Видно, что с увеличением давления в камере сгорания значения перечисленных функций растут, кроме $d\beta/dp_k$, которая уменьшается.

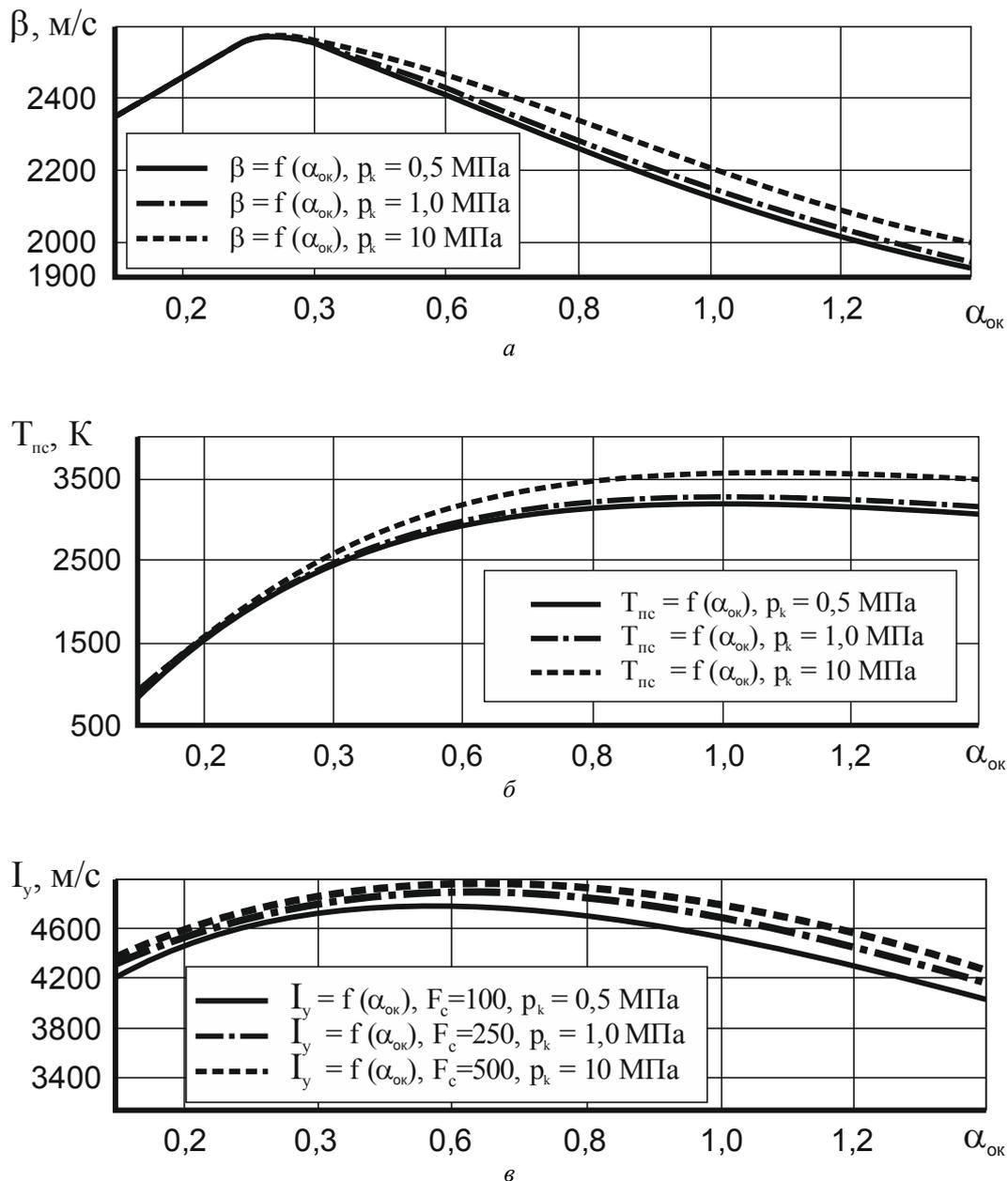


Рис. 1. Зависимости расходного комплекса (а), температуры продуктов сгорания (б) удельного импульса тяги (в) от коэффициента избытка окислителя

В поле физических параметров $\beta = f(p_k)$ и $T_{пс} = f(p_k)$ существенный рост функций происходит в следующем диапазоне изменения $p_k: 0,1 \dots 1,0$ МПа. В этом диапазоне резко снижается и производная $d\beta/dp_k$, которая характеризует темп изменения энергетических параметров ракетного двигателя. Эта картина характерна при всех коэффициентах избытка окислителя, выбранных для анализа: $\alpha_{OK} = 0,35$; $\alpha_{OK} = 0,60$; $\alpha_{OK} = 1,0$.

Перед окончательным выбором давления в камере сгорания ракетного двигателя малой тяги отметим ещё одно обстоятельство, прямым образом влияющее на значение p_k , которое заключается в следующем. Чем выше выбранное давление в камере и, следовательно, давление подачи компонентов в двигатель, тем более существенна масса невыработанных остатков компонентов в топливных баках двигательной установки и ниже её коэффициент массового совершенства.

В связи с этим, опираясь на результаты термодинамического расчёта топлива $H_{2Г} + O_{2Г}$, принимаем величину давления p_k продуктов сгорания в камере ракетного двигателя малой тяги на этих компонентах $\sim 1,0$ МПа.

Заметим, что полученный результат не применим для других топливных композиций, поскольку для большинства из них зависимость энергетических параметров (β) от p_k имеет значительно большие изменения параметров в рассмотренном диапазоне давления в камере. В этом случае в качестве основного критерия оптимизации следует принимать массу двигательной установки.

Ещё одним фактором, влияющим на облик и параметры ракетного двигателя малой тяги, является геометрическая степень расширения сопла Лавалья.

Результаты термодинамического расчёта для топлива $H_{2Г} + O_{2Г}$ в виде зависимостей удельного импульса тяги от геометрической степени расширения сопла представлены на рис. 3 для значения коэффициента избытка окислителя $\alpha_{OK} = 0,60$.

Вид этих зависимостей (кривая с насыщением) показывает, что до $\bar{F}_c = 500$ удельный импульс тяги растёт, однако темп роста существенно различен по диапазонам геометрической степени расширения. Оказывает на него влияние и коэффициент избытка окислителя.

Если не учитывать ограничения по весу и геометрическим размерам ракетного двигателя малой тяги, которые могут накладываться на разработку, а руководствоваться значениями приращения удельного импульса тяги, то близким к оптимальному значению следует считать $\bar{F}_c \sim 250$.

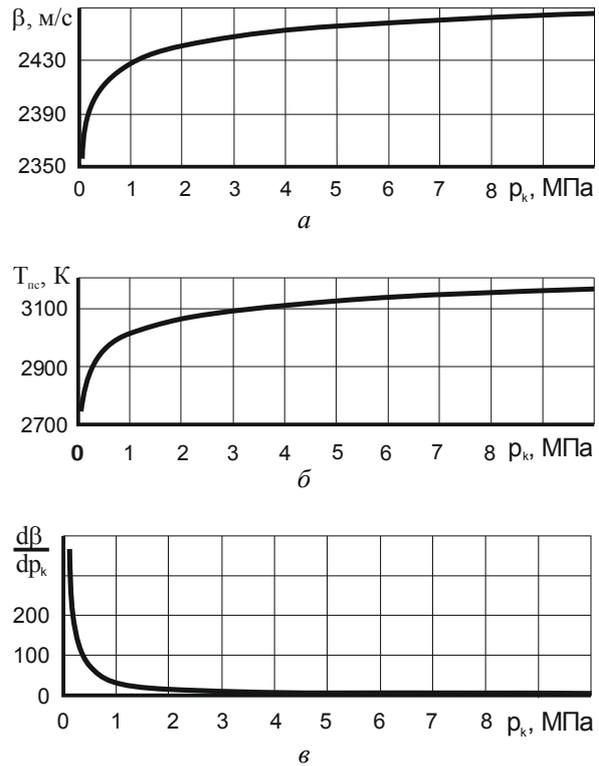


Рис. 2. Зависимости расходного комплекса (а); температуры продуктов сгорания (б) и производной расходного комплекса по p_k (в)

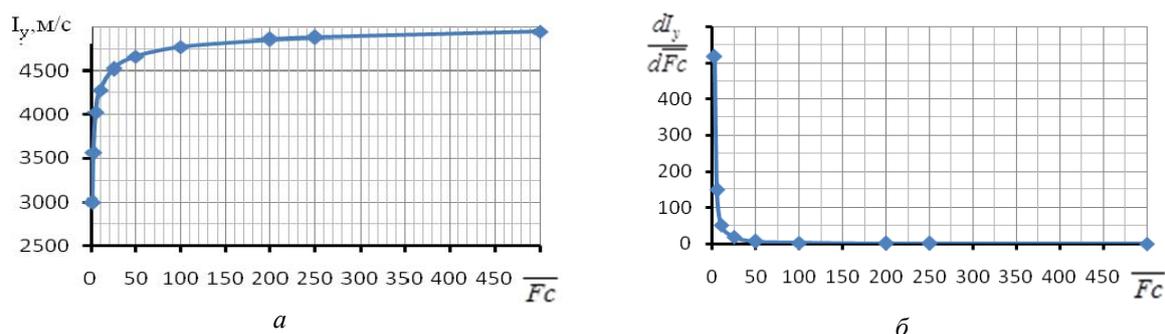


Рис. 3. Зависимость удельного импульса тяги (а) и его производной (б) от геометрической степени расширения сопла

Таким образом, на основе результатов термодинамического расчёта топлива $H_{2r} + O_{2r}$ для ракетного двигателя малой тяги могут быть рекомендованы следующие основные параметры, определяющие проектный облик двигателя:

- коэффициент избытка окислителя $\alpha_{OK} = 0,60 (1,0)$;
- давление в камере сгорания $p_k \sim 1,0$ МПа;
- геометрическая степень расширения сопла $\bar{F}_c \geq 250$.

Очевидно, реальные процессы в двигателях, такие как смесеобразование, формирование сложных эпюр распределения компонентов топлива для целей тепловой защиты конструкции от высокотемпературных продуктов сгорания, геометрические параметры камеры и другие оказывают существенное влияние на энергетические характеристики и надёжность РДМТ.

Разработка жидкостных ракетных двигателей малой тяги нового поколения различного целевого назначения, реализующих перспективные схемы смесеобразования, жаропрочные конструкционные материалы и современные технологии производства, расширяет границы тех ограничений по конструктивным и режимным параметрам, которые использовались ранее и служили причинами снижения энергетических и динамических характеристик и надёжности двигателей.

Применение в ракетных двигателях малой тяги высокоэффективных экологически чистых компонентов топлива различного агрегатного состояния, по которым отсутствует опыт создания таких двигателей, также требует новых априорных знаний о влиянии массового соотношения компонентов топлива, приведённой длины камеры сгорания, допустимой температуры стенки камеры, величины давления в камере сгорания, геометрической степени расширения сопла и других на этапе выбора и предпроектной проработки создаваемых конструкций.

Важны и методы, с помощью которых могут быть получены перечисленные данные, степень их достоверности, оценка погрешности величин, способы получаемых закономерностей, возможность экстраполяции (интерполяции) результатов.

Очевидно, что наиболее достоверные данные о влиянии определяющих факторов устанавливаются в ходе экспериментальных исследований ЖРДМТ (РДМТ) в эксплуатационных условиях.

Однако в настоящее время в связи с развитием методов и программного обеспечения вычислительной газовой динамики представляется возможность решения аналогичных задач и получения нужных результатов без использования экспериментов. Для этих целей в данной работе используется компьютерная среда ANSYS CFD [6].

Область её применения – исследование стационарных (нестационарных) пространственных турбулентных многокомпонентных химически реагирующих потоков рабочего тела в до-, транс- и сверхзвуковых областях. В ходе исследования определяется полный комплекс распределения газодинамических параметров в тракте РДМТ. Отображение расчётной информации производится в виде продольных и поперечных картин распределения параметров, графического распределения параметров, распределения параметров на границе расчётной области и в других формах.

Используются базовые уравнения сохранения массы, импульса, энергии, концентрации. Моделирование турбулентности – модель напряжений Рейнольдса (RSM). Моделирование горения – диффузионная модель горения (EDM) с характерными химическими реакциями. Начальные условия – параметры распределены равномерно по поперечному сечению камеры. Граничные условия – геометрическая трёхмерная модель объекта исследования, на входе $V = \text{const}$, на выходе $p_n = \text{const}$. Теплообмен на стенке камеры двигателя соответствует условиям непроницаемости, стенки не реагирующие и адиабатные.

В ходе численного эксперимента в препроцессоре CFD формируется геометрическая модель объекта исследования, расчётная сетка, граничные условия подвода компонентов и истечения продуктов сгорания, тип течения (стационарный, нестационарный), начальные условия, число и свойства взаимодействующих веществ и др. В решателе подготовленная модель проходит процесс нивелирования невязок, собственно решение задачи, получение результатов. В постпроцессоре производится приведение результатов к требуемому виду; построение картин течения, графиков и т.д.; получение интегральных параметров и др. Завершающей частью решения задачи является отображение расчётной информации в требуемом виде. Результаты численного исследования представляются в виде результатов расчёта вариантов на основе выбранной схемы двигателя, где переменным является изучаемый параметр.

Перебор вариантов в интересующем диапазоне изменения параметра позволяет получить закономерность влияния определяющих факторов (режимных и конструктивных) с учётом протекания реальных процессов в камере сгорания и сопле РДМТ.

Для целей работы использована схема ракетного двигателя малой тяги $P \sim 25 \text{ Н}$ на компонентах топлива $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$ (рис. 4).

Камера сгорания ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$ состоит из четырёх ступеней. Каждая две ступени формируют каскад, а каналы подачи газообразного топлива выполнены тангенциально к образующим каждой ступени камеры с возможностью обеспечения чередования подачи водорода и кислорода.

Камера сгорания образована двумя каскадами. Первый каскад формирует центральную область распределения компонентов с соотношением, обеспечивающим максимальное значение удельного импульса тяги. Второй каскад образует периферийную и

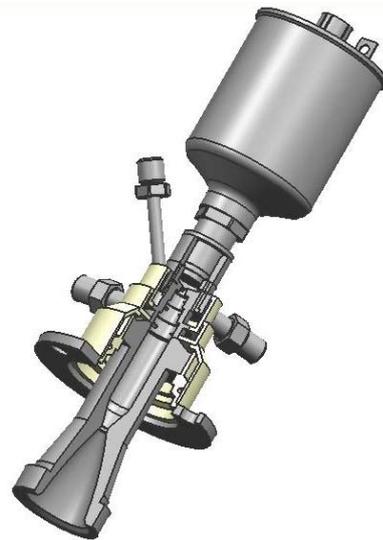


Рис. 4. Общий вид РДМТ $P \sim 25 \text{ Н}$ на топливе $\text{H}_{2\Gamma} + \text{O}_{2\Gamma}$

пристенную области распределения соотношения компонентов топлива и обеспечивает тепловое состояние конструкции.

В дополнение проектного облика двигатель содержит свечу зажигания поверхностного разряда; разрядную полость свечи зажигания; диафрагму, соединяющую последнюю и камеру сгорания; быстродействующие электропневмоклапаны подачи «Г» и «О».

Представляет интерес оценка влияния коэффициента избытка окислителя (массового соотношения компонентов топлива) на входе в двигатель на удельный импульс тяги РДМТ выбранной конструктивной схемы.

Результаты расчёта представлены на рис. 5. Зависимость $I_y = f(\alpha_{OK})$ получена при следующих параметрах двигателя: тяга $P \sim 25$ Н; давление в камере сгорания $p_k \sim 1,0$ МПа; приведённая длина камеры сгорания $L_* \sim 0,45$ м; геометрическая степень расширения сопла $\bar{F}_c \sim 250$; допустимая температура стенки камеры двигателя $T_{cm}^{don} \sim 2000$ К; пристенная газовая завеса от головки изделия $\dot{m}_z \sim 20\%$ (\dot{m}_z).

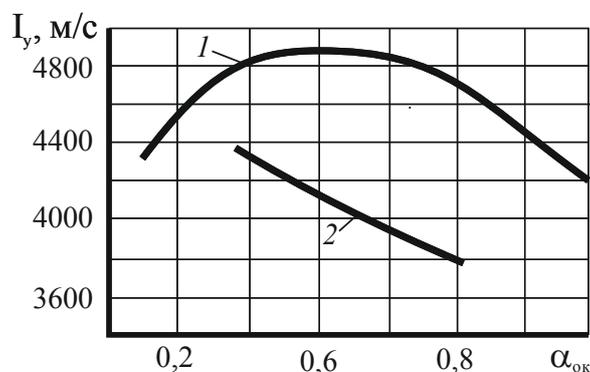


Рис. 5. Зависимость удельного импульса тяги от коэффициента избытка окислителя:
1 – по идеальной модели; 2 – по модели с учётом реальных процессов

Результаты численного эксперимента показывают, что с учётом реальных процессов в ракетном двигателе малой тяги выбранной конструктивной схемы форма зависимости удельного импульса тяги от коэффициента избытка окислителя отличается от формы зависимости $I_y = f(\alpha_{OK})$, полученной для идеального двигателя в расчётном диапазоне изменения α_{OK} . Значения удельного импульса тяги существенно ниже идеальных, полученных по модели термодинамического расчёта топливной композиции $H_{2Г} + O_{2Г}$.

Полнота удельного импульса тяги φ_y изменяется от $\varphi_y = 0,88$ при $\alpha_{OK} \sim 0,37$ ($k_m \sim 3,0$) до $\varphi_y = 0,81$ при $\alpha_{OK} \sim 1,0$ ($k_m \sim 8,0$).

Очевидно, что кроме несовершенства организации (неравномерная подача компонентов в камеру сгорания) и неполного протекания процессов смешения и горения в ограниченном объёме, существенное влияние на эпюру распределения топлива в поперечном сечении оказывает и необходимость перераспределения компонентов для обеспечения теплового состояния конструкции в виде пристенной газовой завесы горючего. При этом центральная область потока будет работать при высоких k_m , имеющих меньшие значения удельного импульса тяги, что приводит к снижению удельного импульса тяги двигателя.

Расчётный анализ влияния приведённой длины камеры сгорания представлен на рис. 6, 7. Показано увеличение температуры поверхности камеры двигателя при росте длины цилиндрического участка камеры сгорания (даже при использовании завесы на входе в сопло) (рис. 6) и прирост удельного импульса тяги от приведённой длины (рис. 7).

Расчёты показывают, что увеличение приведённой длины от $L_* \sim 0,32$ м до $L_* \sim 0,62$ м обеспечивает рост удельного импульса тяги РДМТ от $I_y = 4055$ м/с до $I_y = 4248$ м/с (рис. 7). При этом температура стенки камеры сгорания в конце её цилиндрического участка возрастает до $T_{cm} \sim 2700$ К, что существенно превышает допустимое значение температуры стенки ($T_{cm}^{don} \sim 2000$ К) (рис. 6).

Следует обратить внимание на то, что значение удельного импульса тяги при приведённой длине $L_* = 0,45$ м практически находится на том же уровне, что и при $L_* = 0,62$ м, но температура стенки менее T_{cm}^{don} . По этому основанию можно эту величину L_* принять в качестве оптимальной по крайней мере для конструкционных материалов РДМТ, характеризующихся $T_{cm}^{don} \leq 2000$ К.

Таким образом, правильно выбирая приведённую длину камеры сгорания РДМТ, можно реализовать потенциальные возможности материалов, из которых изготовлена конструкция двигателя, и при этом получить максимальные энергетические параметры РДМТ.

Переход на другие значения T_{cm}^{don} позволит расширить установленный предел и по приведённой длине камеры.

Как следует из результатов термодинамического расчёта, существенным фактором, влияющим на энергетические параметры ракетного двигателя, является геометрическая степень расширения сопла.

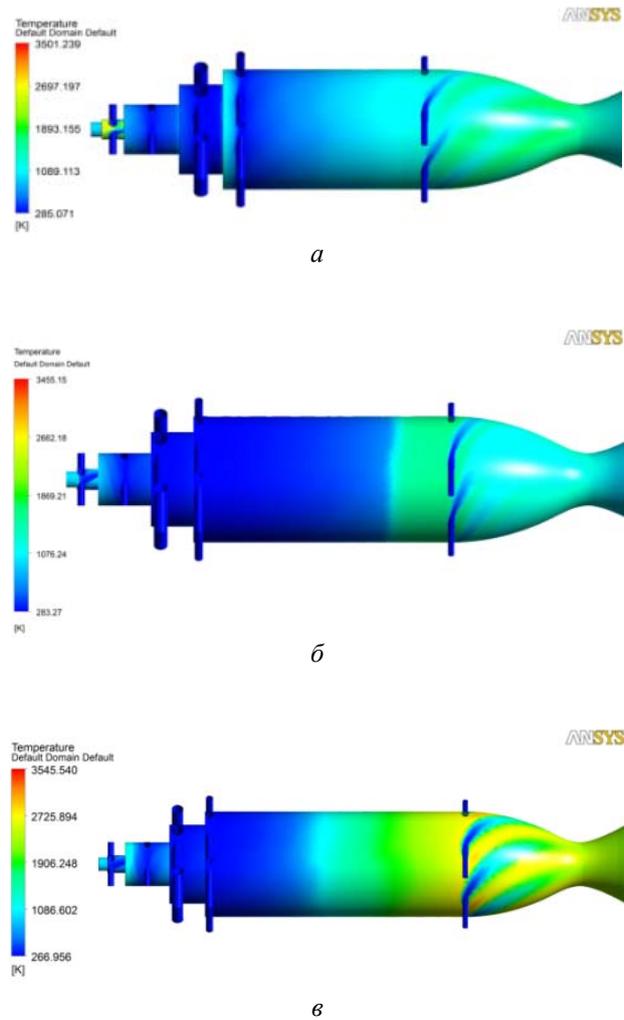


Рис. 6. Влияние приведённой длины камеры сгорания на тепловое состояние двигателя:
а – $L_* \sim 0,32$ м; б – $L_* \sim 0,45$ м; в – $L_* \sim 0,62$ м

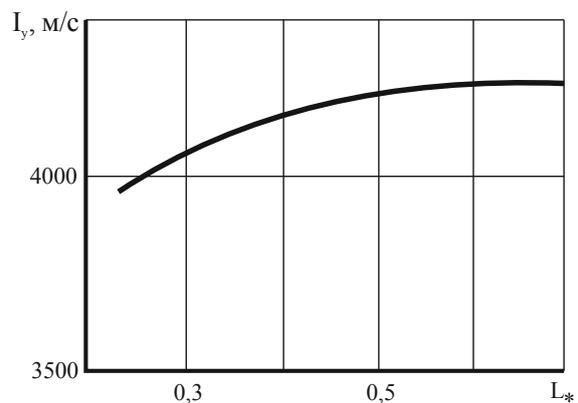


Рис. 7. Влияние приведённой длины камеры сгорания на удельный импульс тяги двигателя

С учётом реальных процессов в РДМТ это влияние проявляется и на другом уровне параметров двигателя, что показано на рис. 8, 9. В большинстве отечественных ЖРДМТ применены сопла с геометрической степенью расширения $\bar{F}_c \sim 50$, поэтому именно это значение \bar{F}_c будет отправной точкой для оценки влияния этого фактора в РДМТ.

Для перспективных ЖРДМТ (РДМТ), в которых будут использованы в качестве конструкционных материалов керамики, углеродсодержащие композиции, такие сдерживающие факторы как рост весовых и габаритных характеристик изделий будут влиять в меньшей степени, чем в настоящее время.

Механизм влияния геометрии сопла на удельный импульс тяги двигателя очевиден: чем больше \bar{F}_c , тем большие значения интегрально принимает скорость продуктов сгорания на срезе сопла, что приводит к увеличению тяги и удельного импульса тяги. Количественно это показано на рис. 8, где приведены эпюры составляющих скорости (радиальной, окружной и осевой) на срезе сопла с $\bar{F}_c = 50$ (а) и $\bar{F}_c = 250$ (б). Прирост скорости в рассмотренных вариантах составляет величину порядка $\Delta V \sim 400$ м/с. Это обеспечивает рост удельного импульса тяги РДМТ $\Delta I_y \sim 200$ м/с или $\Delta I_y \sim 5\%$ (рис. 9).

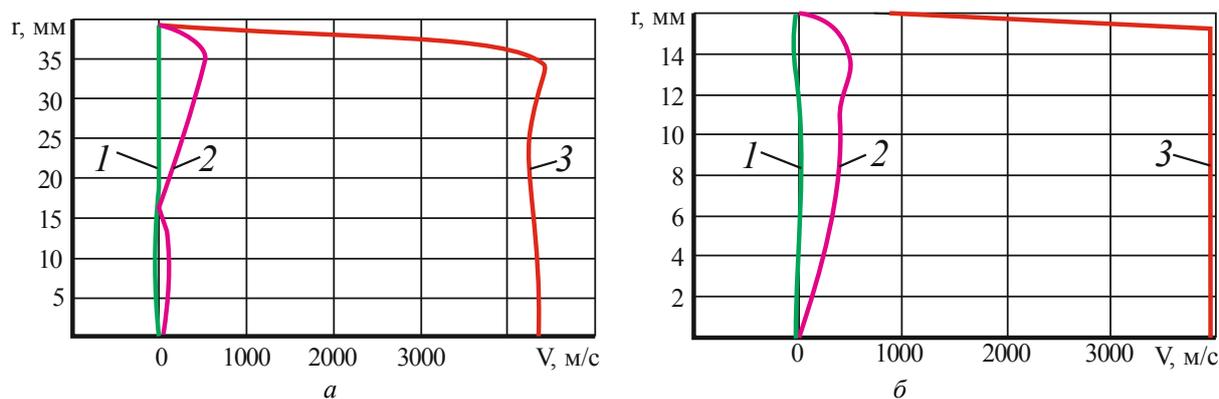


Рис. 8. Влияние геометрической степени расширения сопла на параметры скорости: радиальной (1), окружной (2), осевой (3); степень расширения продуктов сгорания $\bar{F}_c = 50$ (а); $\bar{F}_c = 250$ (б)

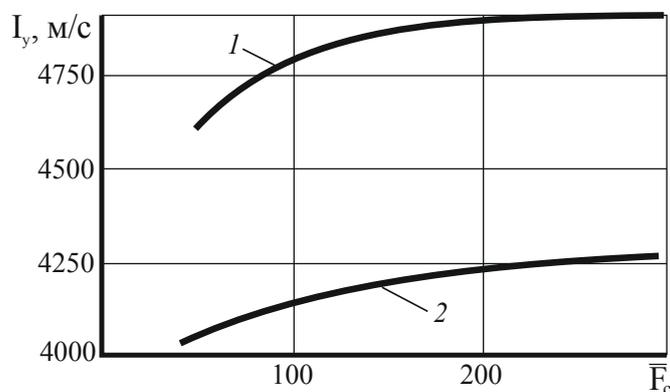


Рис. 9. Влияние геометрической степени расширения сопла на удельный импульс тяги РДМТ: 1 – идеальная модель; 2 – модель с учётом реальных процессов

Последняя величина при прочих равных условиях достаточно весома. Но более успешно этим приёмом можно пользоваться при отработке двигателей (доведение параметров до требований технического задания в ограниченные сроки).

Таким образом, проведён анализ влияния определяющих режимных и конструктивных факторов при формировании проектного облика ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе и определении его основных параметров на ранних стадиях создания.

Показано, что можно использовать идеальные модели термогазодинамического расчёта топлива с учётом фазового состояния компонентов для выбора коэффициента избытка окислителя, давления в камере сгорания, геометрической степени расширения сопла. Необходимо применять модели вычислительной газовой динамики высокого уровня для оценки, с учётом реальности процессов в двигателе, эффективности схемы смесеобразования, влияния приведённой длины камеры сгорания, корректировки выбора коэффициента избытка окислителя и его распределения, а также степени расширения сопла.

Библиографический список

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.А., Костин В.Н., Глушко В.П. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник. Т. 2. Топлива на основе кислорода. М.: ВИНТИ, 1972. 490 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.А., Глушко В.П. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник. Т. 1. Методы расчёта. М.: ВИНТИ, 1971. 266 с.
3. Белов Г.В., Трусов Б.Г. Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем: уч. пособие. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. 96 с.
4. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочник в 2 т. Т. 2. Таблицы термодинамических свойств / под ред. В.П. Глушко. М.: АН СССР, 1962. 916 с.
5. Термические константы веществ. Справочник. Вып. 4, ч. 2 / под ред. В.П. Глушко. М.: ВИНТИ, 1971. 430 с.
6. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2006. 298 p.

CALCULATED ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF OPERATION AND DESIGN FACTORS ON THE PARAMETERS OF OXYGEN-HYDROGEN LOW-THRUST ROCKET ENGINES

© 2019

V. V. Ryzhkov Candidate of Science (Engineering), Head of the Research and Education Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

I. I. Morozov Junior Researcher of the Research and Education Center for Space Power Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ke_src@ssau.ru

The paper presents the results of calculating thermodynamic and thermophysical properties of the combustion products of gaseous oxygen-hydrogen fuel according to the ideal LRE model taking into account the phase state of the components, as well as the parameters of a low-thrust engine according

to the model of computational gas dynamics to ensure the selection of operation and design factors that define the design of a thruster for advanced aerospace objects. It is shown that ideal models can be used for the selection of some parameters, such as: the excess oxidant ratio, the pressure in the combustion chamber, the geometric degree of area expansion ratio. High-level computational gas dynamics models need to be used for the selection of some of the parameters of the engine to be designed, such as: design parameters of the propellant injection pattern, reduced length of the combustion chamber and some others. Air specific impulse was used as the selection criterion. The obtained calculation data allow one to choose the main parameters of the engine being designed with account for real processes in the combustion chamber and the nozzle of the engine.

Low-thrust rocket engine; gaseous oxygen-hydrogen fuel; models of the working process (thermodynamic and computational gas dynamics); operation and design factors; engine specific impulse.

Citation: Ryzhkov V.V., Morozov I.I. Calculated analysis of the influence of operation and design factors on the parameters of oxygen-hydrogen low-thrust rocket engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 131-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-131-142

References

1. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P., Khudyakov V.A., Kostin V.N., Glushko V.P. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya. Spravochnik. T. 2. Topliva na osnove kisloroda* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products / Handbook. V. 2. Oxygen fuels]. Moscow: VINITI Publ., 1972. 490 p.
2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P., Khudyakov V.A., Glushko V.P. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya. Spravochnik. T. 1. Metody rascheta* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products / Handbook. V. 1. Methods of calculation]. Moscow: VINITI Publ., 1971. 266 p.
3. Belov G.V., Trusov B.G. *Termodinamicheskoe modelirovanie khimicheskikh reagiruyushchikh sistem: uch. posobie* [Thermodynamic modeling of chemically reacting systems]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2013. 96 p.
4. *Termodinamicheskie svoystva individual'nykh veshchestv. Spravochnik v 2 t. T. 2. Tablitsy termodinamicheskikh svoystv / pod red. V.P. Glushko* [Thermodynamic properties of individual substances / Handbook in 2 volumes, V. 2. Tables of thermodynamic properties / Ed. by V.P. Glushko]. Moscow: AN SSSR Publ., 1962. 916 p.
5. *Termicheskie konstanty veshchestv. Spravochnik. Vyp. 4, ch. 2 / pod red. V.P. Glushko* [Thermal constants of substances. Handbook. Issue IV, part 2 / Ed. by V.P. Glushko]. Moscow: VINITI Publ., 1971. 430 p.
6. ANSYS CFX – Solver Modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canonsburg: ANSYS, Inc., 2006. 298 p.

ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ВЕРИФИКАЦИИ РАСЧЁТНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2019

- О. В. Самсонова** инженер-конструктор-расчётчик отдела прочностного проектирования роторов и лопаток; АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь; olga.samsonova.avid@gmail.com
- К. В. Фетисов** инженер-конструктор-расчётчик отдела прочностного проектирования роторов и лопаток; АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь; olga.samsonova.avid@gmail.com
- И. В. Карпман** начальник бригады роторов турбин, отдел прочностного проектирования роторов и лопаток; АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь; olga.samsonova.avid@gmail.com
- И. В. Бурцева** начальник отдела прочностного проектирования роторов и лопаток; АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь; olga.samsonova.avid@gmail.com

В конструкции авиационных газотурбинных двигателей есть высоконагруженные вращающиеся детали, разрушение которых может приводить к опасным последствиям. Ресурс таких деталей ограничивают с применением расчётных и экспериментальных методов. Расчётные методы назначения ресурса, которые используются без проведения ресурсных испытаний деталей или узлов двигателя, должны быть подтверждены экспериментально. Оптимальным вариантом для верификации расчётных методов определения ресурса является использование результатов циклических испытаний модельных дисков, поскольку они позволяют воспроизвести условия нагружения и состояние поверхности, которые характерны для реальных дисков, а данные об истории нагружения и свойствах материалов позволяют расчётным путём воспроизвести напряжённо-деформированное состояние дисков в условиях испытаний. Показан процесс планирования таких испытаний. Предполагается, что испытания будут проводиться в два этапа – до и после образования трещины малоциклового усталости. Сформулирован ряд критериев, которым должны удовлетворять геометрия модельных дисков и условия их нагружения. Исходя из этих критериев, спроектированы модельные диски и выбраны условия их испытаний.

Газотурбинные двигатели; малоцикловая усталость; циклические испытания дисков; методы установления ресурса; модельные диски; усталостные трещины.

Цитирование: Самсонова О.В., Фетисов К.В., Карпман И.В., Бурцева И.В. Планирование эксперимента для верификации расчётных методов определения ресурса деталей газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 143-154.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-143-154

Введение

Диски компрессоров и турбин современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) являются высоконагруженными деталями, разрушение которых может привести к опасным последствиям. Для таких деталей устанавливаются ресурсные ограничения, гарантирующие безопасную эксплуатацию воздушного судна.

При обосновании ресурса двигателей четвёртого поколения (например, двигателя ПС-90А и его модификаций) применялся расчётно-экспериментальный способ установления ресурса, обязательной составляющей которого было проведение ресурсных

испытаний деталей и узлов на специальных автономных стендах вне двигателя. Таким образом подтверждался ресурс 5000...10000 циклов [1].

Перспективным двигателям необходимо обеспечивать ресурс 20000...40000 циклов, подтверждать который в условиях стендовых испытаний неэффективно. Возникает необходимость перехода к расчётному способу обоснования ресурса. В этом случае длительные ресурсные испытания не проводятся, а к расчётам предъявляются определённые требования: методы определения ресурса должны быть подтверждены экспериментально, необходимо располагать максимально достоверной информацией о состоянии детали (геометрические параметры, качество поверхности, уровень остаточных напряжений и т.п.) и условиях её работы (условия на входе в двигатель, профиль полётного цикла, тепловое состояние), необходимо иметь банк данных материалов, содержащий все необходимые их характеристики [2]. Помимо этого необходимо сформировать систему запасов на базе достаточного количества ресурсных испытаний деталей, моделирующих поведение натуральных объектов. Оптимальным вариантом для таких испытаний является использование модельных дисков.

В работе рассматриваются некоторые аспекты планирования циклических испытаний модельных дисков; выявление наиболее значимых факторов, влияющих на долговечность; проектирование дисков и подбор условий испытаний.

Циклические испытания модельных дисков планируется проводить в два этапа: до образования трещины малоциклового усталости и после – для исследования закономерностей развития трещин в объектах, геометрически подобных реальным деталям. Планируется серия экспериментов на сплавах, применяемых для изготовления дисков компрессоров и турбин авиационных ГТД: титанового, никелевого порошкового и никелевого деформируемого. Для рассматриваемых сплавов предполагается использовать унифицированную конструкцию диска.

Этапы планирования испытаний показаны на примере диска из никелевого порошкового сплава, для которого определены условия испытаний, показана достаточность несущей способности и проведена оценка долговечности до наступления критического состояния.

Особенности конструкции и нагружения дисков

Диски компрессоров и турбин газотурбинных двигателей могут иметь разнообразные формы и размеры, обусловленные условиями работы и степенью нагруженности двигателя. Однако можно выделить некоторые общие конструктивные черты: наличие ступицы, полотна и обода, элементов крепления к валу и другим дискам, элементов крепления рабочих лопаток и отверстий, обеспечивающих циркуляцию потоков охлаждающего воздуха в полостях роторов. Полотна и ступицы дисков являются зонами действия напряжений высокого уровня, сосредоточенных в достаточно большом объёме материала. Конструктивные элементы типа замковых пазов, галтелей и отверстий являются локальными зонами действия напряжений высокого уровня – концентраторами напряжений. Напряжения в зонах концентрации могут превосходить предел текучести и приводить к возникновению пластических деформаций.

Общий уровень напряжённости элементов дисков определяется сочетанием нагружающих факторов различной природы: центробежных и температурных нагрузок высокого уровня, крутящих и изгибающих моментов от лопаточных венцов. Нагрузки циклически изменяются, следуя за сменой этапов полёта воздушного судна. Рассмотрим особенности нагружения дисков в полёте на примере турбины высокого давления.

На рис. 1 [2;3] слева показан типовой профиль изменения частоты вращения ротора, а справа – график изменения интенсивности напряжений в ступице и ободе диска турбины высокого давления.

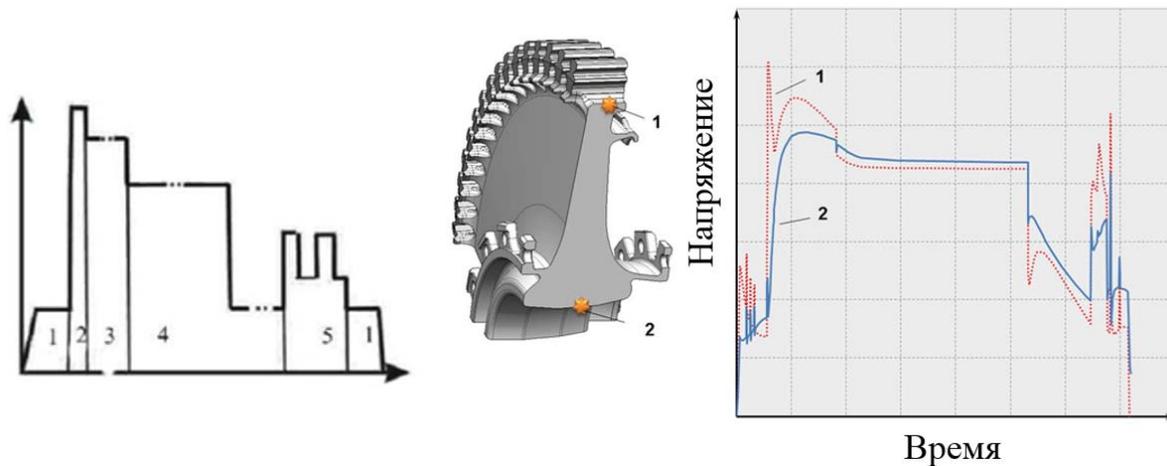


Рис. 1. Условия работы дисков ГТД гражданского назначения

Во время руления по взлётно-посадочной полосе турбина вращается с относительно небольшой скоростью, детали имеют невысокую температуру и в их критических зонах не возникает высоких напряжений. При выходе на взлётный режим резко повышаются частота вращения и температура обода дисков. Поскольку массивная ступица не успевает прогреться, то возникает температурный градиент, дополнительно нагружающий ступицу. Режим набора высоты характеризуется снижением частоты вращения, что отражается на величине напряжений, при этом температура деталей может достигать большей величины, чем на взлёте. Наиболее продолжительным режимом работы двигателя гражданской авиации является крейсерский режим, при котором мало меняются высота полёта, частота вращения ротора и температура деталей.

Обратный процесс происходит на режиме реверса тяги, когда частота вращения ротора повышается, практически достигая взлётного уровня. После остановки и полного остывания деталей двигателя напряжения возвращаются к монтажному уровню.

Ресурсные ограничения дисков

Вследствие циклического изменения упругопластических деформаций в материале дисков накапливаются необратимые микрповреждения, которые могут привести к образованию трещин и последующему разрушению детали. При менее чем 100000 циклов повторения нагрузки разрушение происходит в области малоциклового усталости [4]. В целях предотвращения разрушения дисков им назначается ресурс, в течение которого будет обеспечена целостность дисков и, следовательно, безопасность воздушного судна. Выработка ресурса дисков характеризуется их «повреждаемостью» за один цикл нагружения, т.е. за один полёт. Соответственно и ресурс дисков устанавливается в циклах или допустимом количестве полётов. На рис. 2 показаны виды ресурсных ограничений, которые применяются для дисков компрессоров и турбин при сертификации авиационных ГТД [5].

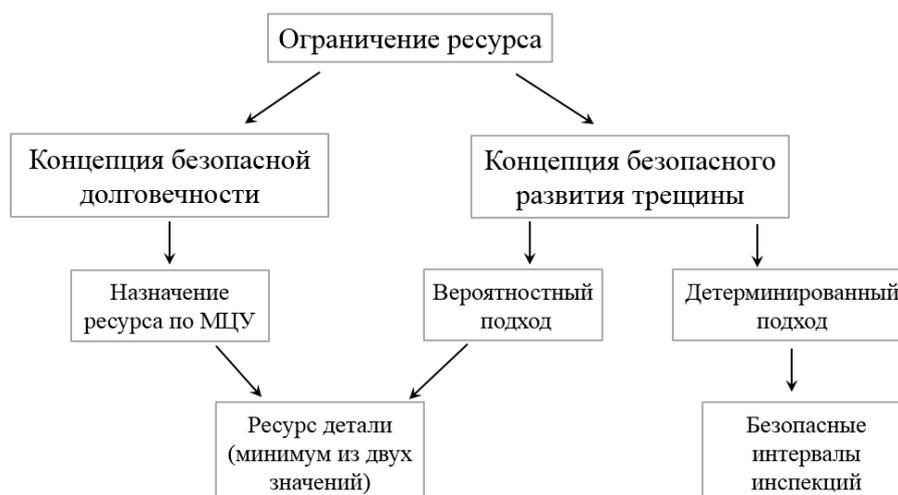


Рис. 2. Схема установления ресурсных ограничений дисков ГТД

Подход, при котором ресурс по малоцикловой усталости определяется в предположении отсутствия объёмных и поверхностных дефектов детали, называют концепцией безопасной долговечности (КБД). Ресурс по концепции безопасной долговечности может быть определён расчётным или расчётно-экспериментальным способом.

Концепция безопасного развития трещины (КБРТ) предполагает определение ресурсных ограничений с учётом возможного наличия трещин и дефектов различного происхождения в критически нагруженных зонах деталей.

КБРТ дополняет КБД, поскольку дефекты при попадании в зоны с высоким уровнем напряжений могут становиться очагами зарождения трещин и приводить к разрушению деталей до выработки ресурса, установленного в предположении о бездефектности материала [6 – 8]. Для описания закономерностей развития трещин в деталях авиационных газотурбинных двигателей используются соотношения механики разрушения в вероятностной и детерминированной постановке. Вероятностная постановка позволяет определять ресурс детали, в течение которого риск разрушения не превысит некоторого безопасного значения, установленного в нормативной документации. В этом случае точное положение и размеры дефектов неизвестны, в расчёт закладывается вероятность попадания дефекта в ту или иную критическую зону детали [9; 10]. Механика разрушения в детерминированной постановке описывает развитие трещин от дефектов, положение и ориентация которых заранее известны. Такие расчёты позволяют спрогнозировать период развития трещины и определить периодичность контроля деталей и, тем самым, исключить возможность существования трещин опасных размеров, развитие которых может привести к разрушению детали.

Описанные выше ресурсные ограничения в той или иной мере устанавливаются с применением расчётных методов, достоверность которых должна быть обоснована по результатам экспериментальных исследований. Помимо этого, необходимо сформировать систему запасов на базе достаточного количества ресурсных испытаний деталей, моделирующих поведение натуральных объектов. Оптимальным вариантом для таких испытаний является использование модельных дисков, поскольку они позволяют воспроизвести условия нагружения и состояние поверхности, которые характерны для реальных дисков, а данные об истории нагружения и свойствах материалов позволяют воспроизвести напряжённо-деформированное состояние (НДС) дисков в условиях испытаний.

Методика проектирования модельных дисков

Циклические испытания модельных дисков планируются для верификации расчётных методов определения ресурса дисков ГТД и, согласно идеологии разделения ресурсных ограничений на КБД и КБРТ, будут проводиться в два этапа – до и после появления трещины малоциклового усталости. Результаты испытания также могут использоваться в качестве экспериментальной основы для разработки и подтверждения системы коэффициентов запаса, которая будет применяться для установления ресурса реальных деталей.

В целях достижения максимально возможного подобия между условиями работы реальных и модельных дисков сформулирован ряд требований к материалам, геометрии и условиям нагружения модельных дисков. В качестве материалов рассматриваются сплавы, которые применяются для изготовления дисков компрессоров и турбин авиационных ГТД: титановый, никелевый порошковый и никелевый деформируемый. Поскольку размер заготовки диска может оказывать влияние на уровень механических свойств, размер модельных дисков должен быть сопоставим с размером реальных дисков. Удовлетворение этому критерию также необходимо для воспроизведения количества дефектов, характерного для деталей, изготовленных из титановых и порошковых сплавов. Планируется использовать унифицированную геометрию модельных дисков для всех рассматриваемых сплавов. Геометрия дисков должна быть подобна конструкции реальных дисков, содержать концентраторы напряжений, обеспечивать удобство изготовления, монтажа и контроля. Дополнительным условием является возможность размещения в контуре диска образцов, которые после испытаний позволят определить индивидуальные свойства дисков. В условиях испытаний модельные диски должны обладать достаточной несущей способностью. Сочетание геометрических и нагружающих факторов должно обеспечивать воспроизведение механизма циклической повреждаемости, характерной для диска в эксплуатации. Поэтому следует учитывать уровень эксплуатационных температур, а также влияние выдержки на циклический ресурс до появления трещины и на период её распространения.

В рамках настоящей работы рассматривается проектирование диска из никелевого порошкового сплава, нагружение которого производится при комнатной температуре в треугольном цикле «0-тах-0», без выдержки на максимальном режиме нагрузки. Возможность использования треугольного испытательного цикла для оценки долговечности дисков турбин показана в работах [11; 12]. Предполагается, что условия испытаний диска одинаковы для первого и второго этапа испытаний. Конструкция диска содержит концентратор напряжений в ободе в виде U-образной проточки, которая моделирует дно замкового паза реального диска. Диск также должен иметь элемент крепления к валу.

Проектирование диска представляет собой итерационный процесс, призванный обеспечить удовлетворение вышеперечисленным критериям. Вначале проведён анализ особенностей конструкции дисков турбин и компрессоров ГТД, а также рассмотрены примеры модельных дисков [13; 14]. Исходя из этого, выбраны форма профиля диска и ограничения по внешнему и внутреннему диаметру. Проработка конструкции диска проведена по результатам параметрического исследования (рис. 3), целью которого являлось обеспечение наибольшего размаха деформаций в концентраторе напряжений при некотором заданном значении максимальной частоты вращения диска.



Рис. 3. Параметризация геометрии модельного диска

В исследовании учитывалась толщина полотна ($T1$), количество проточек (N_Pr), радиус проточек ($R1$) и их расположение в ободке ($H1$). Анализ проводился с контролем несущей способности диска, определённой по теории предельного равновесия [15], с последующим уточнением на базе деформационного критерия разрушения по результатам моделирования раскрутки диска [16].

По результатам исследования определены основные размеры диска и параметры концентратора в его ободной части. Выбранная геометрия диска позволяет разместить в ободной части диска четыре заготовки образцов на кратковременную прочность, 20 – на малоцикловую усталость и 12 компактных образцов для испытания на циклическую трещиностойкость (рис. 4).

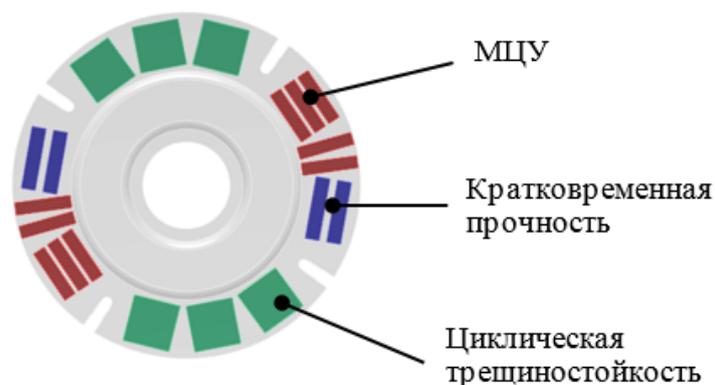


Рис. 4. Схема размещения образцов в контуре диска

Подбор условий испытаний модельного диска для данного материала проведён на основе расчётов НДС при различных значениях частоты вращения. При расчёте НДС принята модель циклически стабильного материала с анизотропным упрочнением. Модель материала предполагает установление циклической стабильности после первого цикла нагружения. Кривая деформирования при разгрузке и повторном нагружении центрально подобна начальной кривой деформирования с коэффициентом подобия $k = 2$ в соответствии с обобщённым принципом Мазинга [4]. На основе принятой модели материала удовлетворение требований к ресурсам деталей перспективных двигателей возможно при отсутствии пластических деформаций на режиме разгрузки. Исхо-

дя из этого условия, определяется максимально возможный размах деформаций, который рекомендуется реализовать в условиях испытаний:

$$\Delta\varepsilon = \frac{2\sigma_{\text{нц}}}{E}.$$

Таким образом, модельный диск, изготовленный из никелевого порошкового сплава, при температуре 20°C необходимо испытывать при частоте вращения 12500 об/мин на нагрузке и 500 об/мин на разгрузке.

Оценка ресурса модельного диска

Завершающим этапом планирования циклических испытаний модельных дисков является оценка длительности испытаний на основе расчётных методов определения долговечности дисков до появления трещины и периода развития образовавшейся трещины малоциклового усталости.

Циклическая долговечность диска до появления трещины определяется на основе экспериментальных кривых МЦУ. Кривые МЦУ – это функциональные зависимости, которые связывают размах деформаций в цикле нагружения с количеством циклов до образования трещины:

$$LgN = f(\Delta\varepsilon).$$

Циклическая долговечность определена по средним свойствам сплава и с учётом минимальных свойств, учитывающих статистический разброс существующих экспериментальных данных. Уточнение результатов оценки будет проведено после определения индивидуальных свойств заготовок модельных дисков.

Оценка продолжительности второго этапа циклических испытаний, во время которого планируется исследовать закономерности развития трещин, проведена на базе расчётов периода развития трещин в ободке дисков. Расчёты проведены при условиях нагружения, соответствующих первому этапу испытаний.

В качестве начального дефекта принята поверхностная полукруглая трещина длиной 0,8 мм и глубиной 0,4 мм, появление которой условно считается разделителем между стадиями КБД и КБРТ. В качестве конечного размера трещины принимается такой размер, при котором максимальные значения коэффициента интенсивности напряжений (КИН) соответствуют концу линейного участка на кинетической диаграмме роста усталостной трещины.

Распространение трещины моделируется последовательностью конечно-элементных расчётов в 3D-постановке диска с трещиной различного размера. Фронт трещины моделируется сингулярными конечными элементами. Приращение трещины выбирается исходя из соотношения величины коэффициента интенсивности напряжений в точках на поверхности и в глубине трещины:

$$\Delta b = \Delta a \left(\frac{K_b}{K_a} \right)^n, \quad (1)$$

где K_a и K_b – КИН в точках фронта А и В; Δb и Δa – приращения размеров трещины в соответствующих направлениях; n – показатель степени в уравнении Пэриса [17].

Одним из критериев проектирования модельных дисков является условие отсутствия пластических деформаций при разгрузке. Это требование позволяет использовать соотношения линейной механики разрушения для оценки периода роста трещин. Расчёты проводятся в упругой постановке, а для учёта сжимающих напряжений на режиме разгрузки, которые возникают после нескольких первых циклов нагружения, при определении КИН используется коэффициент, характеризующий соотношение упругих и пластических напряжений в диске без трещины [18]. На рис. 5 показан график зависимости КИН от длины трещины на поверхности проточки и эскиз расчётных фронтов, полученных с использованием соотношения (1).

По результатам расчётов получены зависимости КИН от длины и глубины трещины, максимальные значения КИН соответствуют точкам фронта на поверхности диска.

Период развития трещины от начального размера a_0 до конечного a_k описывается зависимостью на основе модели Пэриса:

$$N = \frac{1}{C} \int_{a_0}^{a_k} \frac{da}{K(a)^n},$$

где C и n – константы уравнения Пэриса, определённые по результатам испытаний компактных образцов [19]; a_0 – начальный размер трещины; a_k – критический размер трещины; $K(a)$ – зависимость КИН от длины трещины.

Период роста трещины от начального дефекта до дефекта критического размера составляет 3400 испытательных циклов, оценка долговечности детали до появления трещины составляет 6200...11900 циклов, т.е. общая длительность испытаний одного диска составит 9600...15300 циклов. Длительность испытаний близка к требуемым ресурсам деталей перспективных двигателей, что позволит воспроизвести механизм циклической повреждаемости детали.

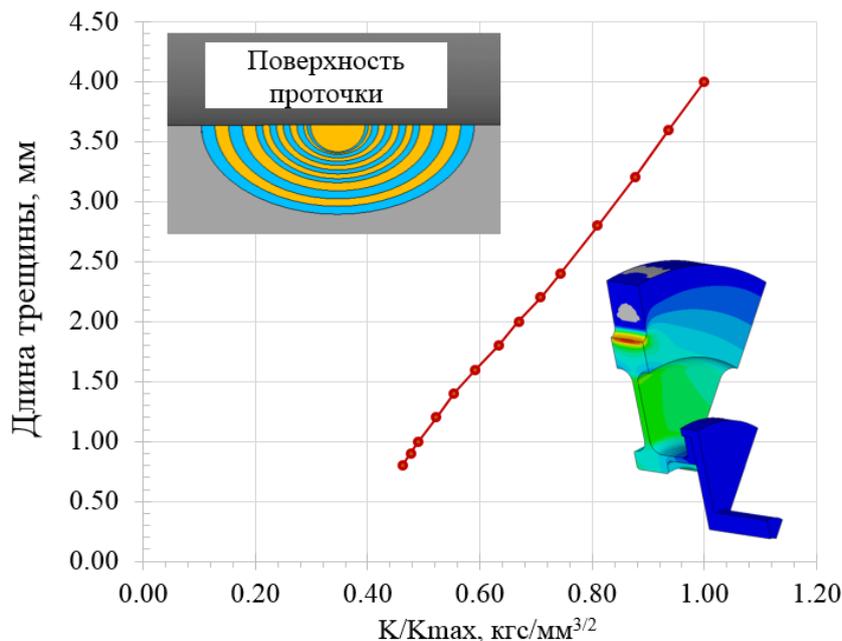


Рис. 5. Зависимость КИН от длины трещины

Заключение

В работе описаны подходы к установлению ресурсных ограничений дисков компрессоров и турбин современных газотурбинных двигателей. Возрастающие требования к ресурсам таких деталей требуют внедрения расчётных методик, для применения которых необходимо использование максимально достоверных данных об условиях эксплуатации деталей, свойствах используемых сплавов и влияния технологических особенностей изготовления деталей. Качество расчётных методов определения кинетики напряжённо-деформированного состояния и оценки циклической долговечности должно быть обосновано экспериментально с использованием объектов, максимально приближенных к реальным деталям. Для этих целей предлагается использовать циклические испытания модельных дисков. По результатам работы спроектирован модельный диск, для которого подобраны условия испытаний и проведена оценка длительности испытаний при комнатной температуре. Развитие работы будет состоять в проработке условий испытаний, позволяющих учитывать такие значимые факторы, как повышенная температура и влияние выдержки на максимальном режиме.

Библиографический список

1. Карта данных сертификата типа № FATA-02074. Авиационный маршевый двигатель ПС-90А. 2017. 16 с.
2. Inozemtsev A.A., Polatidi L.B., Andreychenko I.L. Life validation strategy // Proceedings of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 7-12, 2014, St. Petersburg, Russian Federation). 2014.
3. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 4. Динамика и прочность авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2008. 191 с.
4. Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. Сопротивление материалов: уч. пособие. М.: Наука, 1986. 560 с.
5. Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Определение ресурсных показателей основных деталей авиационных двигателей на основе методики остаточной долговечности // Двигатель. 2010. № 5 (71). С. 28-29.
6. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Синергетика в инженерных приложениях. Уфа: Монография, 2003. 802 с.
7. Мак-Ивили А.Дж. Анализ аварийных разрушений. М.: Техносфера, 2010. 413 с.
8. NTSB Aircraft Accident Report, NTSB/AAR-98/01 Delta Airlines Flight 288, Pensacola, Florida, 1996.
9. Нихамкин М.Ш., Вятчанин Д.А. Вероятностная оценка циклической долговечности дисков ГТД из гранулируемых материалов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2008. № 1. С. 70-71.
10. McClung R.C., Leverant G.R., Wu Y-T., Millwater H., Chell G.G., Kuhlman C.J., Lee Y.-D., Riha D.S., Johns S.R., McKeighan P.C. Development of a probabilistic design system for gas turbine rotor integrity // Proceedings of the Seventh International Fatigue Conference Beijing (China, June 8-12, 1999).
11. Nikhamkin M., Ilinykh A. Low cycle fatigue and crack grow in powder nickel alloy under turbine disk wave form loading: validation of damage accumulation model // Applied Mechanics and Materials. 2014. V. 467. P. 312-316. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amm.467.312

12. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Ильиных А.В., Ратчиев А.М. Экспериментальная проверка модели суммирования повреждений при циклическом нагружении дисков турбин // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. Т. 14, № 4-5. С. 1372-1375.

13. Демьянушко И.В., Биргер И.А. Расчёт на прочность вращающихся дисков. М.: Машиностроение, 1978. 247 с.

14. Gayda J., Kantzos P. Burst testing and analysis of superalloy disks with a dual grain microstructure. NASA technical reports. 2013. 24 p.

15. Gayda J., Kantzos P. Cyclic spin testing of superalloy disks with a dual grain microstructure. NASA technical reports. 2005. 21 p.

16. Пак Е.Р., Бугреева С.И., Карпман И.В., Двойников С.С. Математическое моделирование разгонных испытаний дисков с использованием перспективных критериев разрушения // Сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» (24-27 ноября 2015 г., Москва). М.: ЦИАМ, 2015. С. 594-595.

17. Branco R., Antunes F.V. Finite element modelling and analysis of crack shape evolution in mode-I fatigue Middle Cracked Tension specimens // Engineering Fracture Mechanics. 2008. V. 75, Iss. 10. P. 3020-3037. DOI:10.1016/j.engfracmech.2007.12.012

18. Потапов С.Д., Перепелица Д.Д. Исследование влияния остаточных напряжений в зоне расположения трещины на скорость её роста при циклическом нагружении // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 1. С 104-110.

19. Узбяков Д.М. Исследование характеристик циклической трещиностойкости гранульного сплава на никелевой основе с разной фракцией гранул // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2015. № 40. С. 122-134. DOI: 10.15593/2224-9982/2015.40.07

DESIGN OF EXPERIMENTS FOR VERIFICATION OF COMPUTATIONAL LIFE PREDICTION METHODS

© 2019

- O. V. Samsonova** Engineer of Rotor and Blades Structural Analysis Department; UEC-Aviadvigatel Stock Company, Perm, Russian Federation; olga.samsonova.avid@gmail.com
- K. V. Fetisov** Engineer of Rotor and Blades Structural Analysis Department; UEC-Aviadvigatel Stock Company, Perm, Russian Federation; olga.samsonova.avid@gmail.com
- I. V. Karpman** Head of Turbine Rotor Team, Rotor and Blades Structural Analysis Department; UEC-Aviadvigatel Stock Company, Perm, Russian Federation; olga.samsonova.avid@gmail.com
- I. V. Burtseva** Head of Rotor and Blades Structural Analysis Department; UEC-Aviadvigatel Stock Company, Perm, Russian Federation; olga.samsonova.avid@gmail.com

The failure of heavily loaded rotating parts of aviation gas turbine engines may bring about dangerous consequences. The life of such parts is limited with the use of computational and experimental methods. Computational life prediction methods that are used without carrying out life-cycle tests of engine parts or assemblies should be substantiated experimentally. The best option for verifying the computational methods is to use the results of cyclic tests of model disks. These tests make it possible to reproduce loading conditions and surface conditions that correspond to those of real disks, and the

data on the load history and material properties make it possible to simulate stress-strain behavior of disks under test conditions by calculation. This paper shows the process of planning such tests. It is assumed that the tests will be carried out in two stages - before and after the initiation of a low-cycle fatigue crack. A number of criteria are formulated that the geometry of model disks and their loading conditions are to satisfy. Based on these criteria, model disks were designed and the conditions for their testing were selected.

Gas turbine engine; low-cycle fatigue; disk cyclic test; life prediction methods; model disk; fatigue crack.

Citation: Samsonova O.V., Fetisov K.V., Karpman I.V., Burtseva I.V. Design of experiments for verification of computational life prediction methods. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 143-154. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-143-154

References

1. FATA-02074 type certificate data sheet. PS-90A aviation propulsion engine. 2017. 16 p. (In Russ.)
2. Inozemtsev A.A., Polatidi L.B., Andreychenko I.L. Life validation strategy. *Proceedings of 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 7-12, 2014, St. Petersburg, Russian Federation)*. 2014.
3. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 4. Dinamika i prochnost' aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Principles of designing aircraft engines and power plants. V. 4. Dynamics and strength of aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 191 p.
4. Birger I.A., Mavlyutov R.R. *Soprotivlenie materialov: uch. posobie* [Strength of materials]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 560 p.
5. Potapov S.D., Perepelitsa D.D. Determining service life rate of the main components of aircraft engines on the basis of the remaining life method. *Dvigatel'*. 2010. No. 5 (71). P. 28-29. (In Russ.)
6. Shanyavskiy A.A. *Bezopasnoe ustalostnoe razrushenie elementov aviakonstruktsiy. Sinergetika v inzhenernykh prilozheniyakh* [Safe fatigue failure of airframe elements. Synergetics in engineering applications]. Ufa: Monografiya Publ., 2003. 802 p.
7. McEvily A.J. *Metal failures: Mechanisms, analysis, prevention*. New York: Wiley, 2002. 324 p.
8. NTSB Aircraft Accident Report, NTSB/AAR-98/01 Delta Airlines Flight 288, Pensacola, Florida, 1996.
9. Nikhamkin M.Sh., Vyatchanin D.A. A probabilistic assessment of cycle life of GTE disks made of granular materials. *Russian Aeronautics*. 2008. V. 51, Iss. 1. P. 94-96. DOI: 10.3103/S1068799808010169
10. McClung R.C., Leverantet G.R., Wu Y-T., Millwater H., Chell G.G., Kuhlman C.J., Lee Y.-D., Riha D.S., Johns S.R., McKeighan P.C. Development of a probabilistic design system for gas turbine rotor integrity. *Proceedings of the Seventh International Fatigue Conference Beijing (China, June 8-12, 1999)*.
11. Nikhamkin M., Ilinykh A. Low cycle fatigue and crack grow in powder nickel alloy under turbine disk wave form loading: validation of damage accumulation model. *Applied Mechanics and Materials*. 2014. V. 467. P. 312-316. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amm.467.312
12. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Ilyinykh A.V., Ratchiyev A.M. Experimental checking the summation damages model at cyclic loading of turbines disks. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2012. V. 14, no. 4-5. P. 1372-1375. (In Russ.)

13. Dem'yanushko I.V., Birger I.A. *Raschet na prochnost' vrashchayushchikhsya diskov* [The strength calculation of rotating discs]. M.: Mashinostroenie Publ., 1978. 247 p.

14. Gayda J., Kantzos P. Burst testing and analysis of superalloy disks with a dual grain microstructure. NASA technical reports. 2013. 24 p.

15. Gayda J., Kantzos P. Cyclic spin testing of superalloy disks with a dual grain microstructure. NASA technical reports. 2005. 21 p.

16. Pak E.R., Bugreeva S.I., Karpman I.V., Dvoynikov S.S. Matematicheskoe modelirovanie razgonnykh ispytaniy diskov s ispol'zovaniem perspektivnykh kriteriev razrusheniya. *Sbornik tezisov dokladov Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aviadvigateli XXI veka» (November, 24-27, 2015, Moscow)*. Moscow: TsIAM Publ., 2015. P. 594-595. (In Russ.)

17. Branco R., Antunes F.V. Finite element modelling and analysis of crack shape evolution in mode-I fatigue Middle Cracked Tension specimens. *Engineering Fracture Mechanics*. 2008. V. 75, Iss. 10. P. 3020-3037. DOI:10.1016/j.engfracmech.2007.12.012

18. Potapov S.D., Perepelitsa D.D. Research of influence of residual tension in the zone of the arrangement of the crack on the rate of its growth at cyclic loading. *Aerospace MAI Journal*. 2014. V. 21, no. 1. P. 104-110. (In Russ.)

19. Uzbyakov D.M. Research of characteristics of cyclic crack resistance of the granular alloy on the nickel basis with different fraction of granules. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2015. No. 40. P. 122-134. DOI: 10.15593/2224-9982/2015.40.07. (In Russ.)

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ СТРУКТУРЫ ОРБИТАЛЬНОГО СЕГМЕНТА СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

© 2019

- И. А. Фадин** кандидат технических наук, начальник лаборатории;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
4ilyal@gmail.com
- С. В. Янов** кандидат военных наук, начальник лаборатории;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
6371km@mail.ru
- О. А. Самохвалов** кандидат военных наук, старший научный сотрудник;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
gari7531@gmail.com

Активное использование космического пространства породило проблему его засорения верхними ступенями ракет-носителей, закончившими срок активного существования космическими аппаратами (КА) (так называемым космическим мусором), что представляет угрозу для активных КА. Наиболее действенным на современном этапе способом защиты КА от объектов космического мусора является выбор соответствующих параметров орбит, исключающих возможность столкновения. Для этого необходимо обладать информацией о параметрах движения космических объектов (КО). Задача определения параметров движения КО решается с использованием системы контроля космического пространства (СККП). Отечественная СККП в настоящее время располагает только средствами наземного базирования, расположенными на территории РФ и стран ближнего зарубежья, что не позволяет оперативно определять параметры движения космических объектов (КО) над западным и южным полушариями. Особую актуальность задача контроля КО имеет в области космического пространства, соответствующей низким околоземным орбитам (до высоты 2000 км), где уже имели место столкновения между КА, породившие большое количество обломков, которые, в свою очередь, представляют новую угрозу для российских КА. Для парирования перспективных угроз отечественной орбитальной группировке, связанных с возможным образованием новых обломков в результате столкновений или самопроизвольных разделений (например, в результате взрыва) существующих КО, требуется оперативно определять параметры движения вновь возникающих КО. Задачу оперативного контроля параметров движения КО предлагается решать путём создания орбитального сегмента (ОС) системы мониторинга космического пространства (СМКП). Созданию указанного сегмента должна предшествовать разработка научно-методического аппарата обоснования баллистической структуры ОС СМКП. Предлагаемая методика основана на решении оптимизационной задачи, в которой в качестве целевой функции используется зависимость потребного числа космических аппаратов-измерителей от качественных показателей мониторинга космического пространства.

Мониторинг космического пространства; орбитальная система; методика; эффективность; показатель; оптимизация.

Цитирование: Фадин И.А., Янов С.В., Самохвалов О.А. Методика обоснования баллистической структуры орбитального сегмента системы мониторинга космического пространства // Вестник Самарского университета. Аэро-космическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 155-165. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-155-165

Введение

Наличие большого количества объектов техногенного происхождения в околоземном космическом пространстве [1] обуславливает потребность в обладании актуальными данными о параметрах их движения с целью исключения возможности столкновения с ними космических аппаратов. Так, по данным Управления государственной подотчётности США (U.S. Government Accountability Office), Центр совмест-

ных операций ВВС США в 2014 году выдал 671 тысячу предупреждений о возможном столкновении на орбите [2]. В настоящее время задача мониторинга космического пространства решается с применением наземных и орбитальных средств [3; 4]. При этом орбитальные средства используются для контроля объектов, движущихся по геосинхронным орбитам [4]. Область космического пространства, соответствующая низким околоземным орбитам (до высоты 2000 км), отличается наибольшей плотностью космического мусора и высокой динамикой изменения обстановки, поэтому особо актуальна задача мониторинга космического пространства (МКП) в указанной области.

Расположение отечественных средств системы контроля космического пространства на территории РФ и ближнего зарубежья не позволяет обеспечить высокую оперативность выявления изменений в космической обстановке. Решение указанной проблемы обеспечивает использование орбитального сегмента системы мониторинга космического пространства, состав и баллистическое построение которого определяет возможность и требуемое значение показателей качества МКП при необходимой оперативности.

В [5–7] показано, что при создании ОС СМКП целесообразно использовать метод космической триангуляции, суть которого состоит в определении координатных и некоординатных параметров космических объектов путём одновременного наблюдения одного и того же объекта пассивными бортовыми оптико-электронными приборами (БОЭП) с разных космических аппаратов-измерителей (КАИ). Данный метод требует взаимодействия КАИ для синхронизации времени и выявления факта одновременного наблюдения одного и того же объекта. Далее КАИ, образующие зону двойного обзора, называются кооперируемыми.

Созданию ОС СМКП должно предшествовать обоснование её баллистической структуры, обеспечивающей требуемое качество решения задачи МКП.

При решении задачи обоснования баллистической структуры ОС СМКП используются следующие показатели:

– временные: t_{\max} – продолжительность интервала времени, за который все КО побывают в зонах двойного обзора, и $t_{\max}(\gamma)$ – продолжительность интервала времени, за который заданное относительное число КО (γ) побывает в зонах двойного обзора;

– относительная баллистическая производительность $V_r(n, t_v)$ – относительное количество объектов, потенциально наблюдаемых не меньше заданного (n) количества раз за заданное время t_v [8];

– J – количество КАИ.

Результаты анализа существующего задела в области обоснования баллистической структуры ОС СМКП [5; 6] показывают, что совокупность полученных к настоящему моменту результатов предполагает использование метода космической триангуляции, характеризующегося следующими основными допущениями:

– одновременное наблюдение КО осуществляется при помощи КАИ, движущихся в одной орбитальной плоскости;

– при наблюдении КО оптические оси БОЭП разных КАИ должны быть перпендикулярны.

Вместе с тем, результаты моделирования свидетельствуют о возможности повышения эффективности функционирования ОС СМКП при использовании метода динамической космической триангуляции, лишённого данных ограничений. Этот метод подразумевает одновременное наблюдение одного и того же КО различными КАИ, движущимися в разных орбитальных плоскостях. При этом отсутствует ограничение на взаимную перпендикулярность оптических осей БОЭП КАИ при наблюдении одного КО.

Указанные обстоятельства свидетельствуют об актуальности решения задачи обоснования оптимальной баллистической структуры ОС СМКП, построенной на основе реализации метода динамической космической триангуляции, позволяющей обеспечивать выполнение требований к качеству решения целевой задачи.

Формализованная постановка задачи

Задача обоснования баллистической структуры ОС СМКП состоит в следующем.

Дано:

а) требования к ОС СМКП:

t_{\max} – продолжительность интервала времени, за который все КО побывают в зонах двойного обзора;

$t_{\max}(\gamma)$ – продолжительность интервала времени, за который заданная доля КО (γ) побывает в зонах двойного обзора;

$V_{r\min}(n, t_v)$ – минимальное значение относительной баллистической производительности;

б) параметры движения всех КО в начальный момент времени:

$$R = \left\{ \vec{r}_{KO}, l = \overline{1, L} \right\},$$

где \vec{r}_{KO} – параметры движения l -го КО в начальный момент времени; τ – интервал моделирования; L – количество КО;

в) характеристики БОЭП КАИ:

$D_{\text{сomp}}(\psi_{\max})$ – максимальная дальность обнаружения освещённого Солнцем КО целевой аппаратурой КАИ, где ψ_{\max} – максимальная звёздная величина обнаруживаемого КО;

$D_T(T_{KO}, S_{KO})$ – максимальная дальность обнаружения неосвещённого Солнцем КО, где T_{KO} – температура обнаруживаемого КО; S_{KO} – площадь миделевого сечения КО по отношению к КАИ;

t_{\min} – минимально необходимое время для определения координатных и некоординатных параметров КО, находящегося в зоне двойного обзора;

α_{Cmin} – минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – Солнце, при котором не наступает засветка БОЭП;

$\alpha_{L\min}$ – минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – Луна, при котором не наступает засветка БОЭП;

$\alpha_{3\min}$ – минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – лимб Земли, при котором не наступает засветка БОЭП.

Найти:

X^* – баллистическую структуру ОС СМКП минимального состава [9]:

$$X^* = \arg \min_{X \in \mathcal{X}} J(X), \quad (1)$$

удовлетворяющую требованиям

$$t_{\text{общ}}(X^*) \leq t_{\max}, \quad (2)$$

$$t_{\text{общ}}(\gamma, X^*) \leq t_{\max}(\gamma), \quad (3)$$

$$V_r(n, t_\gamma, X^*) \geq V_{r\min}(n, t_\gamma), \quad (4)$$

где χ – множество возможных вариантов баллистической структуры ОС СМКП; $t_{\text{обш}}(X^*)$ – интервал времени, за который все КО побывают в зонах двойного обзора при заданной баллистической структуре X ; $t_{\text{обш}}(\gamma, X)$ – интервал времени, за который заданное относительное количество КО (γ) побывает в зонах двойного обзора при заданной баллистической структуре X ; $V_r(n, t_\gamma, X)$ – относительная баллистическая производительность при заданной баллистической структуре X .

Описание методики

Задача обоснования баллистической структуры ОС СМКП решается путём многократного анализа эффективности функционирования указанной системы для каждого варианта структуры.

В рамках разработанной методики с использованием входных данных о характеристиках БОЭП КАИ, параметрах движения КО, Солнца и Луны последовательно производится синтез различных вариантов баллистической структуры ОС СМКП с последующим анализом показателей эффективности функционирования данной системы на предмет их соответствия требованиям (2)–(4).

Синтез структур ОС СМКП производится при постепенном увеличении количества составляющих её КАИ, начиная с $J = 2$. При этом КАИ в одной орбитальной плоскости C_1, C_2, C_3 (рис. 1) расположены на одинаковом расстоянии друг относительно друга. КАИ в соседних орбитальных плоскостях C_4, C_5 (рис. 1) смещены по аргументу широты на угол $\frac{\Delta u}{2}$, где Δu – угловое расстояние между КАИ в одной орбитальной плоскости. При синтезе баллистических структур варьируемой величиной является количество КАИ и расстояние между соседними КАИ в одной плоскости $C_j C_{j+1}$. Максимальное удаление между кооперируемыми КАИ, движущимися в соседних орбитальных плоскостях $C_1 C_4$ (рис. 1), также должно быть равным $C_1 C_2$. Тогда

$$\max C_1 C_4 = C_1 C_2.$$

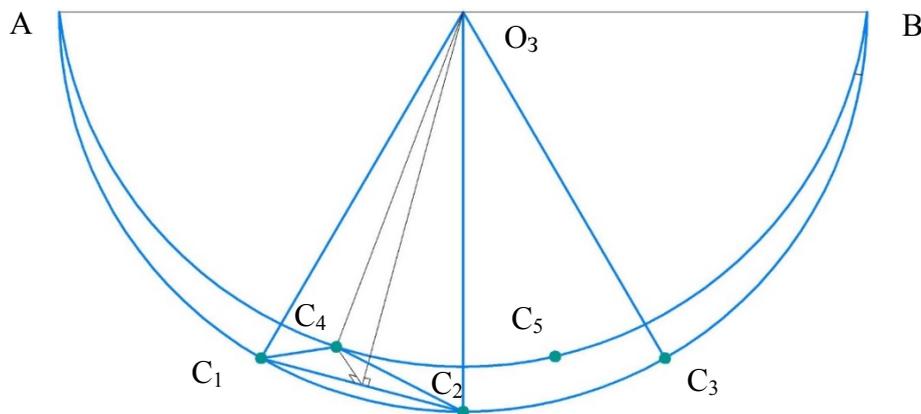


Рис. 1. Вариант баллистической структуры ОС СМКП

При проведении вычислительного эксперимента поиск задачи обоснования баллистической структуры ОС СМКП осуществлялся на множестве структур, состоящих из одной, двух и трёх орбитальных плоскостей. Для системы, изначально состоящей из КАИ, движущихся в одной орбитальной плоскости, каждый последующий КА располагается на одинаковом угловом расстоянии Δu от предыдущего. Если при заполнении всей орбитальной плоскости предъявляемые к ОС СМКП требования не выполняются, то подобным образом формируется и последовательно заполняется следующая орбитальная плоскость. При синтезе орбитальной системы, изначально включающей несколько различных плоскостей орбит, все плоскости заполняются последовательно: изначально баллистическая структура включает два КАИ в первой орбитальной плоскости C_1 и C_2 на рис. 1. Затем КАИ располагаются в точках C_4 и C_5 второй орбитальной плоскости, затем поочередно в первой и второй орбитальной плоскостях. Аналогичным образом синтезируются баллистические структуры, содержащие большее число плоскостей.

Для каждого варианта баллистической структуры ОС СМКП производится упрощённое моделирование функционирования указанной системы (без учёта засветки БОЭП со стороны Солнца, Земли и Луны) с использованием модели функционирования ОС СМКП [9]. Выходными данными модели функционирования ОС СМКП являются временные параметры нахождения КО в зонах двойного обзора ОС СМКП:

$$\Omega = \{\omega_l\}, \quad \omega_l = \{c_l^k, k = \overline{1, K_l}\}, \quad c_l^k = \langle j_{1l}^k, j_{2l}^k, t_{\text{вх}l}^k, t_{\text{вых}l}^k \rangle,$$

где K_l – количество зон двойного обзора, через которые проходит l -й КО; j_{1l}^k – номер первого КАИ, образующего k -ю зону двойного обзора; j_{2l}^k – номер второго КАИ, образующего k -ю зону двойного обзора; $t_{\text{вх}l}^k$ – момент входа l -го КО в k -ю зону двойного обзора; $t_{\text{вых}l}^k$ – момент выхода l -го КО из k -й зоны двойного обзора.

На основе результатов применения модели функционирования ОСМКО с помощью соответствующих методик определяются показатели процесса функционирования ОСМКО: $t_{\text{max}}, t_{\text{max}}(\gamma), V_r(n, t_v)$.

Если требования (2) – (4) выполняются, то производится уточнённое моделирование процесса функционирования ОС СМКП с учётом засветки БОЭП Солнцем, Землёй и Луной:

$$\begin{cases} \alpha_{Cjl} \geq \alpha_{C \min}, \\ \alpha_{Ljl} \geq \alpha_{L \min}, \\ \alpha_{3jl} \geq \alpha_{3 \min}, \end{cases}$$

где α_{Cjl} – угол между направлением j -й КАИ – Солнце и j -й КАИ – l -й КО; α_{Ljl} – угол между направлением j -й КАИ – Луна и j -й КАИ – l -й КО; α_{3jl} – угол между направлением j -й КАИ – центр Земли и j -й КАИ – l -й КО.

Если по результатам уточнённого моделирования система удовлетворяет предъявляемым требованиям, то текущий вариант баллистической структуры (X) является оптимальным по количеству КАИ, в противном случае процесс перебора возможных вариантов баллистической структуры продолжается.

Так как синтез различных вариантов структуры проводился с постепенным увеличением J , начиная с минимально возможного для функционирования ОС СМКП $J = 2$, то полученное решение удовлетворяет условию (1).

Определение исходных данных по параметрам движения космических объектов

В соответствии с [10] основное количество низкоорбитальных КО движется по орбитам с наклонениями в интервале $[30^\circ, 150^\circ]$, а наиболее крупные КО сосредоточены на наклонениях 65° (высоты 850–1100 км), 66° (высоты 900–1050 км), 71° (высоты 750–950 км), 74° (высоты 650–1100 км), 81 – 83° (высоты 550–1050 км), 97 – 99° (500–950 км). Таким образом, при обосновании баллистической структуры ОС СМКП для размерности задачи оптимизации и варьирования параметров движения КО космическая обстановка в области низких околоземных орбит представлялась в виде семи групп из 12 КО каждая. Объекты в пределах группы располагались в трёх орбитальных плоскостях, равномерно разнесённых по долготе восходящего узла. В каждой орбитальной плоскости располагалось по четыре КО, равномерно распределённых по аргументу широты перигея (табл. 1). Кроме того, в пределах каждой группы начальные значения аргументов широты КО, движущихся в разных орбитальных плоскостях, отличаются на 30° .

Таблица 1. Исходные параметры движения КО

Номер группы	Наклонение, °	Высота, км
1	30	600
2	65	950
3	72	850
4	82	800
5	98	700
6	120	600
7	150	600

В целях варьирования наборов исходных данных при определении показателей эффективности заданного варианта баллистической структуры ОС СМКП орбитальные плоскости указанных групп КО смещались друг относительно друга по долготе восходящего узла на величины от 0 до 120° с шагом 17° (рис. 2).

Представление космических объектов вышеобозначенной баллистической структурой (рис. 2) позволяет в одном вычислительном эксперименте получить математическое ожидание показателей эффективности функционирования ОС СМКП.

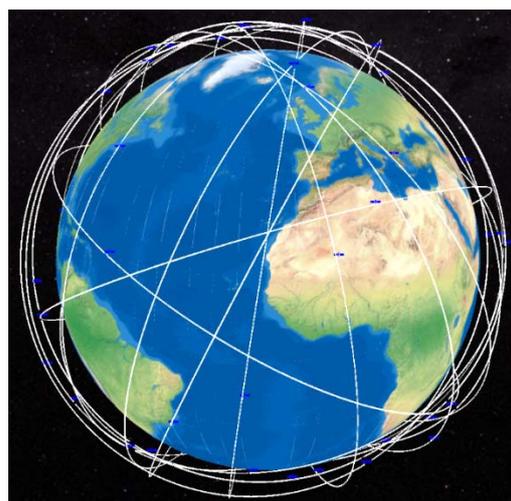


Рис. 2. Орбиты космических объектов

Обоснование основных допущений

С учётом того, что необходимо оценивать эффективность функционирования каждого варианта структуры ОС СМКП для различных наборов исходных параметров движения КО, требуется уменьшить количество возможных альтернатив.

Для этого принимаются следующие допущения:

1) орбиты КАИ – круговые равного наклонения. В этом случае обеспечивается постоянство баллистической структуры ОСПКП во времени за счёт одинаковой скорости прецессии плоскостей орбит и одинаковой скорости углового движения каждого КАИ;

2) баллистические структуры выбираются из множества диссимметричных систем [7]. Это допущение обусловлено спецификой метода космической триангуляции, состоящей в определении параметров КО в зонах двойного обзора БОЭП разных КАИ, для чего последние должны располагаться на расстоянии не более $2D_{\text{comp}}$ друг относительно друга. Кроме того, симметрия выбранных структур ведёт к снижению влияния исходных данных по параметрам движения КО на показатели эффективности функционирования ОС СМКП.

При оптимизации баллистической структуры решающее значение имеет дальность обнаружения затенённого объекта, так как она меньше дальности обнаружения освещённого Солнцем КО. Однако при выборе солнечно-синхронных орбит в качестве базового класса для оптимизации баллистической структуры существует возможность такого выбора параметров движения КАИ, что в зонах двойного обзора будут находиться только освещённые Солнцем КО. Это существенно снижает требования к бортовой аппаратуре в части отсутствия необходимости использования инфракрасных БОЭП. Далее будут рассмотрены различные варианты баллистических структур ОС СМКП, включающие как солнечно-синхронные, так и иные орбиты.

Анализ результатов моделирования

Максимальная дальность обнаружения освещённого Солнцем КО целевой аппаратурой КАИ зависит от размеров КО, состояния его поверхности и относительной ориентации КАИ – КО – Солнце. Аналогично D_T зависит от размеров и поверхности КО, а также от относительной ориентации КАИ – КО. В силу отсутствия данных о каждом КО величины D_{comp} и D_T положены постоянными. Однако при наличии исходных данных по КО разработанный научно-методический аппарат позволяет учитывать указанные функциональные зависимости, т.к. в процессе проверки условий попадания КО в зону двойного обзора, а также освещённости КО и засветки БОЭП определяется относительная ориентация КАИ – КО – Солнце. При решении задачи обоснования баллистической структуры ОС СМКП использовались исходные данные, представленные в табл. 2. Параметры движения КО представлены в табл. 1.

Таблица 2. Исходные данные для решения задачи обоснования баллистической структуры ОС СМКП

Параметр	Значение
Интервал времени, за который все КО пройдут через зоны двойного обзора, сут.	2
Интервал времени, за который 75% КО пройдёт через зоны двойного обзора, ч	4
Минимальное значение относительной баллистической производительности, $V_{r\text{min}}$ (2, 6 ч)	0,75
Максимальная дальность обнаружения освещённого Солнцем КО, км	2000
Максимальная дальность обнаружения КО на теневом участке орбиты, км	1500
Минимально потребное время для определения координатных и некоординатных параметров КО при его нахождении в зоне двойного обзора, с	10
Минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – Солнце, при котором не наступает засветка БОЭП, град	10
Минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – Луна, при котором не наступает засветка БОЭП, град	10
Минимально допустимое значение угла между направлениями КАИ – КО и КАИ – лимб Земли, при котором не наступает засветка БОЭП, град	10

При решении задачи на множестве диссимметричных систем в зависимости от начальных значений наклонов и количества орбитальных плоскостей получены следующие баллистические структуры:

– 14 КАИ, движущихся по солнечно-синхронной орбите (плоскость орбиты пересекает плоскость терминатора по линии узлов) $h = 400...500$ км, $i = 97,11^\circ$, $\Delta u = 12,66^\circ$;

– 14 КАИ, движущихся по солнечно-синхронным орбитам (плоскость орбиты 12 КАИ пересекает плоскость терминатора по линии узлов, плоскость орбиты оставшихся двух КАИ отстоит от остальных по долготе восходящего узла на $\Delta\Omega = 64,8^\circ$), $h = 400...500$ км, $i = 97,11^\circ$, $\Delta u = 12,66^\circ$.

Увеличение разности аргументов широты соседних КАИ в одной плоскости приводит к уменьшению требуемого количества КАИ в орбитальной группировке. Так, при $\Delta u = 18,62^\circ$ (линейное расстояние $1,1 D_T$) представленным в табл. 2 требованиям удовлетворяет ОС СМКП, состоящая из 11 КАИ, движущихся по солнечно-синхронным орбитам $h = 400...500$ км, лежащим в одной плоскости, пересекающей плоскость терминатора по линии узлов.

При $\Delta u = 20,33^\circ$ (линейное расстояние $1,2 D_T$) удовлетворяет ОС СМКП, состоящая из 11 КАИ, движущихся по солнечно-синхронной орбите $h = 400...500$ км, пересекающей плоскость терминатора по линии узлов.

При $\Delta u = 22^\circ$ (линейное расстояние $1,3 D_{comp}$) требованиям удовлетворяет система, состоящая из 11 КАИ на солнечно-синхронных орбитах $h = 400...500$ км, лежащих в одной плоскости, пересекающей плоскость терминатора по линии узлов.

При $\Delta u = 23,8 - 25,5^\circ$ (линейное расстояние $1,4 - 1,5 D_{comp}$) требованиям удовлетворяет система, состоящая из 10 КАИ на солнечно-синхронных орбитах $h = 400...500$ км, лежащих в одной плоскости.

При $\Delta u = 27,2^\circ$ (линейное расстояние $1,6 D_{comp}$) требованиям удовлетворяет система, состоящая из 9 КАИ на солнечно-синхронных орбитах $h = 400...500$ км, лежащих в одной плоскости.

Дальнейшее увеличение расстояния между КАИ в соседней плоскости приводит к увеличению количественного состава группировки ОС СМКП, удовлетворяющей представленным в табл. 2 требованиям. Так, при $\Delta u = 29^\circ$, что соответствует линейному расстоянию $1,7 D_{comp}$, баллистическая структура насчитывает 11 КАИ.

Заключение

Анализ результатов проведённых расчётов позволяет сформулировать следующие выводы:

– качество функционирования ОС СМКП существенным образом зависит от её баллистической структуры и определяется как размещением зон двойного обзора в пределах орбитальной плоскости, так и размером этих зон;

– пригодное соотношение между размером зон двойного обзора и равномерностью их распределения в пространстве достигается при расстоянии между КАИ $1,6 D_{comp}$ (график зависимости количества КАИ оптимальной ОГ от расстояния между КАИ в одной орбитальной плоскости в единицах D_{comp} представлен на рис. 3);

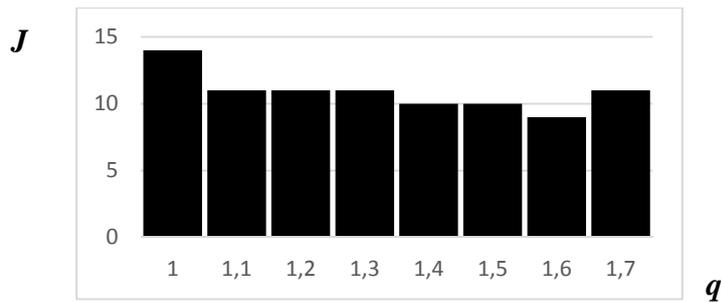


Рис. 3. Зависимость количества КАИ (J) оптимальной ОГ от расстояния между КАИ в одной орбитальной плоскости в единицах $D_{\text{сorp}}$ (q)

– пригодным (требующим наименьшего количества КАИ при выполнении требований по качеству решения задачи мониторинга космического пространства) вариантом баллистической структуры является диссимметричная система, представленная аппаратами, движущимися в одной плоскости солнечно-синхронной орбиты высотой 400...500 км, пересекающей плоскость терминатора по линии узлов. КАИ расположены на одинаковом расстоянии $1,6 D_{\text{сorp}}$ друг от друга (неполная цепочка). Помимо минимизации количества КАИ дополнительным преимуществом построения ОС СМКП на базе солнечно-синхронных орбит является отсутствие потребности в инфракрасных БОЭП, так как в этом случае наблюдаемый объект всегда освещён Солнцем.

Представленная методика позволяет учитывать возможности средств выведения КА. В частности она позволяет обосновать состав орбитальной системы КАИ, движущейся по орбитам, выведение на которые энергетически оптимально для заданного космодрома путём учёта реализуемых наклонений при синтезе очередной структуры ОС СМКП. Так, при использовании в качестве базовых орбит с наклонением, соответствующим широте космодрома Плесецк, оптимальная группировка состоит из 13 КАИ, движущихся в одной орбитальной плоскости $h = 400...500$ км, $\Delta u = 20,3^\circ$.

Разработанная методика обоснования баллистической структуры ОС СМКП может быть использована в исследованиях, посвящённых обоснованию структуры и требований к перспективной системе мониторинга космического пространства.

Библиографический список

1. Orbital debris program office. Quarterly news. NASA, 2017. V. 21, Iss. 1. 14 p.
2. Gruss M. U.S. Plans \$6 billion investment in space situational awareness. <https://spacenews.com/planned-u-s-investment-in-space-awareness-is-6-billion-gao-says/>
3. Анисимов В., Батырь Г., Меньшиков А., Шилин В. СККП России: вчера, сегодня, завтра // Воздушно-космическая оборона. 2004. № 1. <http://militaryarticle.ru/voenno-kosmicheskaya-oborona/2004/12302-skkp-rossii-vchera-segodnja-zavtra-2>
4. Gruss M. New U.S. air force space surveillance satellites require great precision. <https://spacenews.com/new-u-s-air-force-space-surveillance-satellites-require-great-precision/>
5. Половников В.И., Скутницкий В.М. Теоретические основы проектирования орбитальных систем космической триангуляции. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2012. 175 с.
6. Половников В.И., Лобков И.А. Орбитальная система контроля космического пространства // Сб. трудов всероссийской научно-методической конференции

«Современные проблемы механики и её преподавание в вузе». Т. 2. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. С. 163-167.

7. Фадин И.А. Постановка задачи оптимизации баллистической структуры орбитальной системы контроля космического пространства // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2018. № 1. С. 230-239.

8. Ханцеверов Ф.Р., Остроухов В.В. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли. М.: Машиностроение, 1989. 263 с.

9. Фадин И.А., Янов С.В. Модель функционирования орбитальной системы мониторинга космической обстановки // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2018. № 7. С. 248-261.

10. Orbital Debris. A Technical Assessment. Washington: National Academy Press, 1995. 224 p.

METHODS OF VALIDATION OF THE BALLISTIC STRUCTURE OF SPACE SURVEILLANCE SYSTEM ORBITAL SEGMENT

© 2019

I. A. Fadin Candidate of Science (Engineering), Chief of Laboratory;
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;
4ilyal@gmail.com

S. V. Yanov Candidate of Science (Military), Chief of Laboratory;
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;
6371km@mail.ru

O. A. Samokhvalov Candidate of Science (Military), Senior Researcher;
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;
garri7531@gmail.com

Space activity brought about the space debris problem that constitutes a threat to active spacecraft. Nowadays the most efficient way of spacecraft protection against space debris is choosing the appropriate orbit parameters to prevent collisions of space objects. To do this one should know the parameters of motion of space objects (SO). At present the task of determining SO orbit parameters is solved by means of the space surveillance system (SSS). The Russian space surveillance system includes only ground based facilities located on the territory of the Russian Federation and Tajikistan. This fact does not allow determining the parameters of SO motion over the Western and Southern Hemispheres. The task of monitoring SO in low orbits (up to 2000 km height) is of particular importance because there have already been collisions that generated a lot of debris which, in their turn, pose a new threat to Russian active spacecraft. To prevent prospective threats to the Russian orbital constellation associated with possible generation of new debris as a result of impacts or spontaneous separation (because of an explosion, for instance) of active SOs the parameters of motion of newly emerging space objects need to be determined quickly and efficiently. We propose to solve the task of online monitoring of space object motion by creating an orbital segment of SSS. The creation of the new system is to be preceded by the development of scientific methods for justification of its ballistic structure. This article presents a method based on the solution of an optimization task, where the target function is the dependence of the required number of measurer spacecraft on the quality indicators of space surveillance.

Space surveillance; orbital system; method; efficiency; indicator; optimization.

Citation: Fadin I.A., Yanov S.V., Samokhvalov O.A. Methods of validation of the ballistic structure of space surveillance system orbital segment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 155-165. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-155-165

References

1. Orbital debris program office. Quarterly news. NASA, 2017. V. 21, Iss. 1. 14 p.
2. Gruss M. U.S. Plans \$6 billion investment in space situational awareness. Available at: <https://spacenews.com/planned-u-s-investment-in-space-awareness-is-6-billion-gao-says/>
3. Anisimov V., Batyr' G., Men'shikov A., Shilin V. Space Surveillance System (Russian Federation): yesterday, today, tomorrow. *Vozdushno-kosmicheskaya Oborona*. 2004. No. 1. Available at: <http://militaryarticle.ru/voenno-kosmicheskaya-oborona/2004/12302-skqp-rossii-vchera-segodnja-zavtra-2>. (In Russ.)
4. Gruss M. New U.S. air force space surveillance satellites require great precision. Available at: <https://spacenews.com/new-u-s-air-force-space-surveillance-satellites-require-great-precision/>
5. Polovnikov V.I., Skutnitskiy V.M. *Teoreticheskie osnovy proektirovaniya orbital'nykh sistem kosmicheskoy triangulyatsii* [Space triangulation orbital systems design theory]. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2012. 175 p.
6. Polovnikov V.I., Lobkov I.A. Orbital'naya sistema kontrolya kosmicheskogo prostranstva. *Sb. trudov vserossiyskoy nauchno-metodicheskoy konferentsii «Sovremennye problemy mekhaniki i ee prepodavanie v vuze»*. V. 2. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2015. P. 163-167. (In Russ.)
7. Fadin I.A. Statement of the problem of optimization of the ballistic structure of the orbital system for monitoring cosmic space. *Izvestiya Tul'skogo Gosudarstvennogo Universiteta. Tekhnicheskie Nauki*. 2018. No. 1. P. 230-239. (In Russ.)
8. Khantseverov F.R., Ostroukhov V.V. *Modelirovanie kosmicheskikh sistem izucheniya prirodnykh resursov Zemli* [Modeling of Earth resources survey space systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 263 p.
9. Fadin I.A., Yanov S.V. Time operation model of space awareness orbital system. *Izvestiya Tul'skogo Gosudarstvennogo Universiteta. Tekhnicheskie Nauki*. 2018. No. 7. P. 248-261. (In Russ.)
10. Orbital Debris. A Technical Assessment. Washington: National Academy Press, 1995. 224 p.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЯЗКОУПРУГИХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ПО ЗНАЧЕНИЯМ ДЕФОРМАЦИИ ПОЛЗУЧЕСТИ

© 2019

Е. Ю. Иванов аспирант;
Самарский государственный университет путей сообщения;
planeta@samaramail.ru

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

Рассматривается определение деформации ползучести, возникающей за счёт напряжений, действовавших до момента времени t . Описывается явление ползучести при постоянном напряжении. Предлагается метод, позволяющий по двум кривым ползучести материала, обладающего вязкоупругими свойствами и нелинейной зависимостью деформации ползучести от напряжения, определить параметры ядра ползучести Арутюняна, выбранного для описания поведения материала. Определена константа в выражении, описывающем нелинейную зависимость деформации ползучести от напряжения. В качестве исследуемого материала выбран сплав АМгбМ, широко используемый в конструкциях аэрокосмических изделий. Испытания проводились на образцах толщиной 3 мм при напряжениях 65 МПа и 156,9 МПа. По результатам испытаний образцов материала получены кривые ползучести. Определив параметры аппроксимации ядра Арутюняна и параметр, входящий в выражение нелинейной зависимости деформации ползучести от напряжения, можно определить величину деформации ползучести материала для произвольных значений напряжения и времени. Сравнение экспериментальных и расчётных кривых ползучести сплава АМгбМ подтверждает правильность определения реологических характеристик испытанного материала.

Конструкционные материалы; реологические характеристики; вязкоупругость; ядро наследственности; ползучесть; релаксация.

Цитирование: Иванов Е.Ю., Кирпичёв В.А. Определение реологических характеристик вязкоупругих конструкционных материалов по значениям деформации ползучести // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 166-172. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-166-172

Введение

В настоящее время постоянно увеличивается линейка применяемых в промышленности материалов. Для проведения расчётов конструкций на прочность с учётом деформации ползучести требуются относительно простые методики, позволяющие оперативно и без больших трудозатрат определять реологические характеристики материалов. В работе предложена методика определения параметров ядра ползучести Арутюняна $K(t-\tau)$ вязкоупругого материала при нелинейной зависимости деформации ползучести $\varepsilon(t)$ от напряжения σ [1;2]. Полагается, что зависимость деформации ползучести $\varepsilon(t)$ от напряжения σ определяется соотношением [3]

$$\varepsilon(t) = \frac{1}{E(t)} \int_0^t K(t, \tau) [k_1 \sigma(\tau) + k_2 \sigma^2(\tau)] d\tau. \quad (1)$$

Здесь $K(t, \tau) = E(\tau) \frac{\partial}{\partial \tau} \left[\frac{1}{E(\tau)} - \varphi(\tau) (1 - e^{-\gamma(t-\tau)}) \right]$ – ядро Арутюняна, в котором $E(\tau)$ –

модуль упругомгновенной деформации при растяжении; t – время; τ – время, когда были совершены воздействия; $\varphi(\tau)$ – функция старения; γ – параметр, подобранный надлежащим образом для данного материала; k_1 и k_2 константы.

Для конструкционных материалов из металла $\varphi(\tau) = \beta = \text{const}$, $E(\tau) = E = \text{const}$, и ядро Арутюняна принимает вид

$$K(t-\tau) = \beta\gamma E e^{-\gamma(t-\tau)}. \quad (2)$$

Предложена методика определения параметров β, γ ядра Арутюняна (характеристик материала) по значениям деформации ползучести при постоянном напряжении.

В этом случае $\sigma(t) = \sigma(0) = \text{const}$ и из (1) получаем

$$\varepsilon(t) = \frac{1}{E} [k_1 \sigma(0) + k_2 \sigma^2(0)] \int_0^t K(t-\tau) d\tau. \quad (3)$$

Данные по деформации ползучести конкретного материала могут быть получены по результатам экспериментов.

Результаты испытаний на ползучесть образцов сплава АМг6М

Эксперимент на ползучесть проводился на установке кафедры сопротивления материалов Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва.

Испытывались образцы, вырезанные из листа АМг6М толщиной 3 мм, модуль упругости материала $E = 68600$ МПа. Испытания проводились в течение 192 часов. Испытано три образца при $\sigma = 65$ МПа и три образца при $\sigma = 156,9$ МПа. Влияния направления выреза образцов из листа (вдоль, поперёк и под 45°) для данных образцов не выявлено. Графики осреднённых экспериментальных кривых ползучести материала АМг6М для $\sigma = 65$ МПа и $\sigma = 156,9$ МПа приведены на рис. 1.

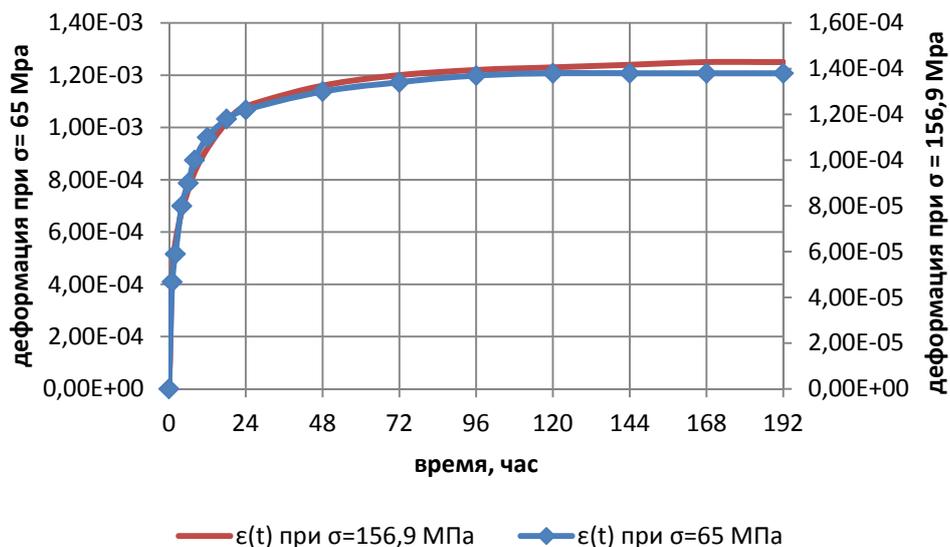


Рис. 1. График ползучести материала АМг6М при $\sigma = 65$ МПа и $\sigma = 156,9$ МПа

Методика определения параметров ядра Арутюняна

Подставив ядро Арутюняна (2) в соотношение (3), после интегрирования получим:

$$\varepsilon(t) = [\sigma(0) + c\sigma^2(0)]\varphi(1 - e^{-\gamma t}), \quad (4)$$

где $c = \frac{k_1}{k_2}$, $\varphi = k_1\beta$.

Для определения параметра c необходимо иметь экспериментальные значения деформации ползучести образцов материала, полученные для двух значений напряжений. В рассматриваемом случае испытания проводились при $\sigma_1(0) = 65$ МПа и $\sigma_2(0) = 156,9$ МПа (напряжение, близкое к $\sigma_{0,2}$ для АМг6М).

Поскольку эксперимент проводился для двух значений напряжений, то введём обозначения $\varepsilon_j(t_i)$, $\sigma_j(0)$, где $j = 1, 2$ и соответствует индексу напряжений $\sigma_1(0)$ и $\sigma_2(0)$; t_i – время из интервала $0 < t_i < t_{\text{экс}}$; $t_{\text{экс}}$ – время продолжительности эксперимента на ползучесть.

Из выражения (4) получим

$$\varepsilon_j(t) = [\sigma_j(0) + c\sigma_j^2(0)]\varphi(1 - e^{-\gamma t}). \quad (5)$$

Используя (5), определим

$$\varepsilon_1(t) = [\sigma_1(0) + c\sigma_1^2(0)]\varphi(1 - e^{-\gamma t}), \quad (6)$$

$$\varepsilon_2(t) = [\sigma_2(0) + c\sigma_2^2(0)]\varphi(1 - e^{-\gamma t}). \quad (7)$$

Разделив (6) на (7), получим

$$\frac{\varepsilon_1(t)}{\varepsilon_2(t)} = \frac{\sigma_1(0) + c\sigma_1^2(0)}{\sigma_2(0) + c\sigma_2^2(0)}.$$

Отсюда

$$c = \frac{\varepsilon_1(t)\sigma_2(0) - \varepsilon_2(t)\sigma_1(0)}{\varepsilon_2(t)\sigma_1^2(0) - \varepsilon_1(t)\sigma_2^2(0)}.$$

Расчётным путём были определены значения c для времени $t = 6, 8, 12, 24$ и 48 часов для $\sigma_1(0)$ и $\sigma_2(0)$. Среднее значение $c = -0,034$.

Для определения параметров φ, γ в выражении (4) выберем три значения времени t_1, t_2, t_3 , где $0 < t_1 < t_2 < t_3 < t_{\text{экс}}$ и примем, что $t_1 = \frac{t_3}{4}$ и $t_2 = \frac{t_3}{2}$.

Подставив в (5) значения времени t_1, t_2, t_3 , составим соотношения

$$\varepsilon_j(t_3) - \varepsilon_j(t_2) = [\sigma_j(0) + c\sigma_j^2(0)]\varphi \left(e^{-\gamma \frac{t_3}{2}} - e^{-\gamma t_3} \right), \quad (8)$$

$$\varepsilon_j(t_2) - \varepsilon_j(t_1) = [\sigma_j(0) + c\sigma_j^2(0)]\varphi \left(e^{-\gamma \frac{t_3}{4}} - e^{-\gamma \frac{t_3}{2}} \right). \quad (9)$$

Воспользуемся подстановкой $x = e^{-\gamma \frac{t_3}{4}}$ и, разделив (8) на (9), получим

$$\frac{\varepsilon_j(t_3) - \varepsilon_j(t_2)}{\varepsilon_j(t_2) - \varepsilon_j(t_1)} = x^2 + x. \quad (10)$$

Решая квадратное уравнение (10), определим значение x . Прологарифмировав выражение подстановки x , получим

$$\ln x = -\gamma \frac{t_3}{4}.$$

Отсюда

$$\gamma = -\frac{4}{t_3} \ln x. \quad (11)$$

Используя (4) и (11), получим

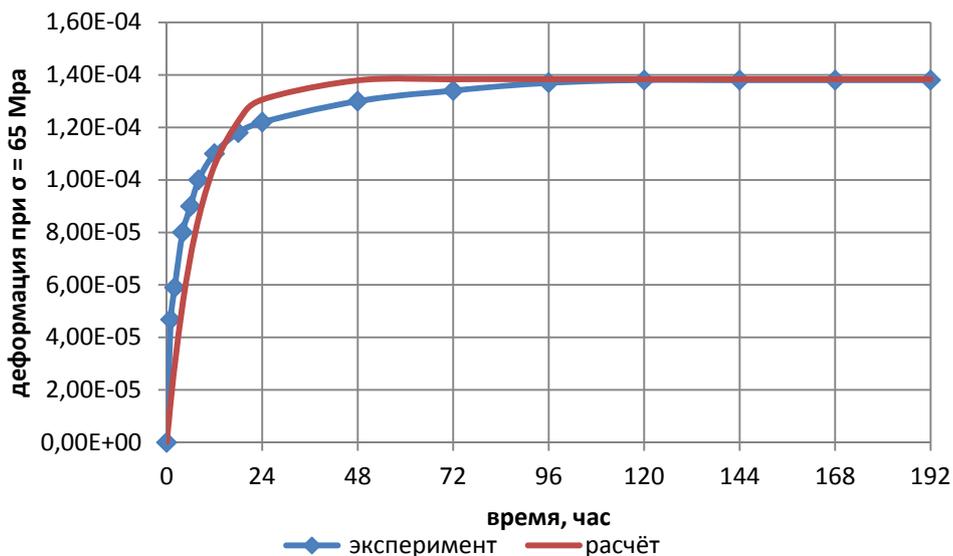
$$\varphi = \frac{\varepsilon(t)}{[\sigma(0) + c\sigma^2(0)](1 - e^{-\gamma t})}.$$

С помощью программного пакета MathCad получены значения параметров γ, φ при $\sigma_1(0) = 65$ МПа и $\sigma_2(0) = 156,9$ МПа для вариантов: 1 – $t_1 = 2$ часа, $t_2 = 4$ часа, $t_3 = 8$ часов; 2 – $t_1 = 6$ часов, $t_2 = 12$ часов, $t_3 = 24$ часа; 3 – $t_1 = 12$ часов, $t_2 = 24$ часа, $t_3 = 48$ часов. Осреднённые значения составляют $\gamma = 0,1125$, $\varphi = -1,759 \cdot 10^{-6}$.

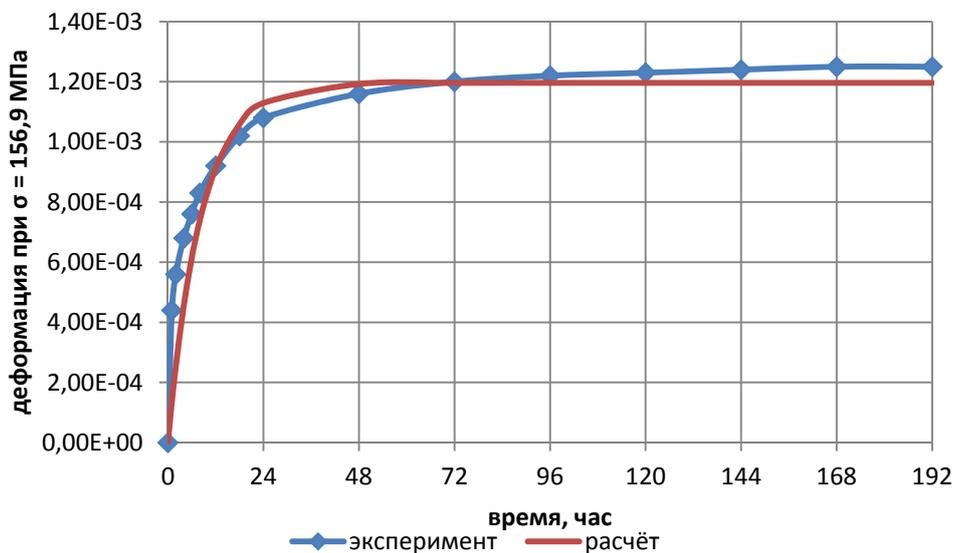
Таким образом, определены все три параметра c, γ, φ в выражении (4), которое позволяет при заданном напряжении и времени определить деформацию ползучести.

Экспериментальные и расчётные кривые ползучести образцов сплава АМгбМ

С помощью полученных реологических характеристик материала, приведённых выше, и используя формулу (5), определены расчётные значения деформации ползучести в образцах. Графики экспериментальной и расчётной кривых ползучести приведены на рис. 2.



a



b

Рис. 2. Расчётные и экспериментальные кривые ползучести образцов из АМгБМ:
a – $\sigma = 65$ МПа; б – $\sigma = 156,9$ МПа

Из анализа графиков на рис. 2 видно, что расчётные кривые ползучести дают хорошее совпадение с экспериментальными данными. Отсюда следует вывод, что определив параметры аппроксимации выражения (4) при двух значениях напряжения, выбранных для проведения испытаний, можно определить величину деформации ползучести исследуемого материала для произвольных значений времени и напряжения.

По мнению авторов [3], не имеет смысла стремиться к точному аналитическому описанию кривых ползучести на всех их участках, так как это неизбежно приводит к трудным математическим задачам и в то же время лишь приближённо отражает (вследствие разброса) исходные данные, полученные из экспериментов. Достаточно, чтобы полученные в результате аппроксимаций зависимости правильно отражали главные

черты явлений ползучести в материалах и одновременно были достаточно простыми для решения прикладных задач.

Заключение

Разработана методика определения реологических характеристик для вязкоупругих материалов с ядром разностного типа при нелинейной зависимости деформации ползучести от напряжения.

Проведены экспериментальные исследования образцов из сплава АМг6М при постоянной нагрузке.

Определены реологические характеристики сплава АМг6М для ядра Арутюняна.

Установлено хорошее соответствие расчётных кривых ползучести сплава АМг6М, полученных с использованием ядра Арутюняна, с экспериментальными данными.

Библиографический список

1. Малинин Н.Н. Прикладная теория пластичности и ползучести. М.: Машиностроение, 1975. 400 с.
2. Радченко В.П., Саушкин М.Н. Ползучесть и релаксация остаточных напряжений в упрочнённых конструкциях. М.: Машиностроение-1, 2005. 226 с.
3. Арутюнян Н.Х., Манжиров А.В. Контактные задачи теории ползучести. Ереван: АН АрмССР, 1990. 318 с.

DETERMINING THE RHEOLOGICAL PROPERTIES OF VISCOELASTIC MATERIALS BY THE VALUES OF CREEP STRAIN

© 2019

E. Yu. Ivanov Postgraduate Student;
Samara State Transport University, Samara, Russian Federation;
planeta@samaramail.ru

V. A. Kirpichev Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Strength of Materials;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
dean_fla@ssau.ru

Determination of creep strain arising due to stresses acting up to the moment of time t is considered. The phenomenon of constant-stress creep is described. A method is proposed to determine the parameters of the Arutyunyan creep kernel selected to describe the behavior of a material using two creep curves of a material with viscoelastic properties and nonlinear dependence of creep strain on the stress. In addition, the constant in the expression describing nonlinear dependence of creep strain on the stress is defined. The AMg6M alloy, widely used in the design of aerospace products, was chosen as the material to be analyzed. The tests were carried out on samples 3 mm thick at strains of 65 MPa and 156.9 MPa. According to the results of testing samples of materials on the test bench of Samara University creep curves were obtained. By determining the parameters of the approximation of the Arutyunyan kernel and the parameter included in the expression of nonlinear dependence of creep strain on the stress, it is possible to determine the value of the creep strain of the material for arbitrary values of stress and time. Comparison of the experimental and calculated creep curves for the AMg6M alloy confirms the validity of determination of the rheological characteristics of the tested material.

Structural materials; rheological properties; viscoelasticity; inheritance core; creep; relaxation.

Citation: Ivanov E.Yu., Kirpichev V.A. Determining the rheological properties of viscoelastic materials by the values of creep strain. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 166-172.
DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-166-172

References

1. Malinin N.N. *Prikladnaya teoriya plastichnosti i polzuchesti* [Applied theory of plasticity and creep]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 400 p.
2. Radchenko V.P., Saushkin M.N. *Polzuchest' i relaksatsiya ostatochnykh napryazheniy v uprochnennykh konstruksiyakh* [Creep and relaxation of residual stresses in reinforced structures]. Moscow: Mashinostroenie-1 Publ., 2005. 226 p.
3. Arutyunyan N.Kh., Manzhurov A.V. *Kontaktnye zadachi teorii polzuchesti* [Contact problems of the creep theory]. Erevan: AN ArmSSR Publ., 1990. 318 p.