

УДК 621.7.044

В.Я. ЗОРИК, В.В. ТРЕТЬЯК, А.Ю. КОМАРОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

РАСЧЕТ ИМПУЛЬСНОГО НАГРУЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Исследуются теоретические предпосылки математического моделирования технологий импульсной штамповки листовых деталей сложной формы для авиационной техники. Представлена информационная и расчетная модель технологической системы изготовления деталей импульсными нагрузками. Предложен метод расчета напряженно-деформированного состояния заготовки при импульсных нагрузках.

импульсная нагрузка, листовая штамповка, численные методы, дифференциальные уравнения, ударная волна, раздача, обжим, формовка

Технологию импульсной штамповки используют для изготовления листовых деталей малой относительной толщиной заготовки и высокой прочностью штампуемого металла, высокой точностью и сложностью форм поверхностей, наличием на них большого количества фрагментов (рельефа, пуклевок и т.д.). Такие детали с минимальным количеством сварных швов, высокой прочности и точности обеспечивают повышение надежности изделий (прежде всего аэрокосмической техники), их ресурса, снижение металлоемкости. Потребность в производстве их (обечаек, кожухов, ресиверов, панелей жесткости, диафрагм, патрубков и т.д.) постоянно возрастает не только для нужд авиационной техники, но и для судостроения, химического и энергетического машиностроения, как в Украине, так и в России, Китае, Индии и т.д., т.к. взрывная штамповка эффективна, прежде всего, при создании новой аэрокосмической техники.

При разработке новых технологических процессов прежде всего анализируют возможность штамповки деталей сложной формы, обусловленную устойчивостью пластического течения и формообразования [1, 2] поверхностей детали, участки которой деформируются при разных напряженных состояниях, а для расчетов используют соответствующие математические модели.

Процедура получения математических моделей для расчета технологических процессов импульсной

штамповки включала в себя следующие операции (рис. 1):

- выбор свойств объекта, которые подлежат отражению в модели. Этот выбор основан на анализе возможных применений модели и определяет степень универсальности математических моделей;
- сбора исходной информации о выбранных свойствах детали, технологических процессов, оснастки и оборудования.

Источниками сведений являлись отработанные технологии, опыт и знания экспертов, работающих в области импульсных технологий, научно-техническая литература, прежде всего справочная, описания прототипов имеющихся моделей для элементов, близких по своим свойствам к исследуемому, результаты экспериментальных измерений параметров реальных деталей;

- синтез структуры математических моделей элементов системы;
- расчет числовых значений параметров детали в прямой постановке;
- оценка точности, адекватности и экономичности.

В зависимости от места в иерархии описаний использовались модели, относящиеся к микро-, макро- и метауровням (рис. 1).

Модели на микроуровне отражают физику импульсных процессов, протекающих в непрерывном пространстве и времени [3].

Типичными представителями на микроуровне являются дифференциальные уравнения в частных производных (ДУЧП). В них независимыми переменными являются пространственные координаты и время. С помощью этих уравнений рассчитываются поля напряжений и деформаций при математическом моделировании методами прогонки.

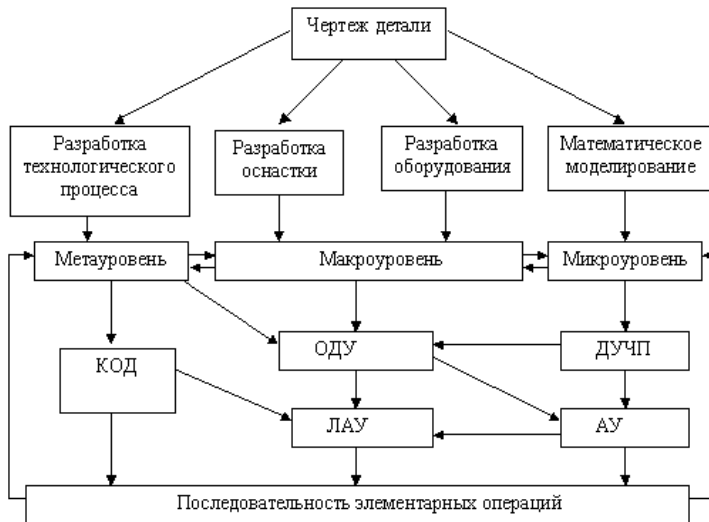


Рис. 1. Процесс преобразования математических моделей в технологических расчетах

Возможности применения моделей в виде ДУЧП ограничены отдельными деталями, и попытки анализировать с их помощью типовые процессы не применимы из-за чрезмерного роста затрат машинного времени и памяти.

На макроуровне используют укрупненную дискретизацию пространства по функциональному признаку. Это приводит к представлению моделей на этом уровне в виде систем обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ). В этих уравнениях независимой переменной является время, а вектор зависимых переменных V составляют фазовые переменные, характеризующие состояние укрупненных элементов дискретизированного пространства.

Таковыми переменными являются силы и скорости при деформировании заготовки, напряжения и т.д. Системы ОДУ являются универсальными моделями на макроуровне, пригодными для анализа как динамических, так и установившихся состояний объектов.

Поскольку на метауровне в качестве элементов принимают достаточно сложные совокупности де-

талей, метауровень характеризуется большим разнообразием типов используемых моделей, для многих деталей на метауровне по-прежнему представляются системами ОДУ. Однако в ряде задач удается использовать специфические особенности постановки задачи для их упрощения. В результате математические модели заменяются системой логических

уравнений. Такие логические модели существенно экономичнее предшествующих. При решении обратной задачи для таких моделей используется классификационная обработка данных, и применяются алгоритмы распознавания образов, в частности структурно-аналитические модели.

Таким образом, в программах автоматизированного анализа, используемых в САПР, получение математических моделей обеспечивается реализацией математических моделей элементов и методов формирования системы.

После разработки математических моделей формируются математические знания с помощью входных и выходных переменных. Для обеспечения функционирования проектирующей системы строится метасистема в виде базы знаний производственного типа. При сжатии – растяжении участков заготовки, контактирующих с рабочей поверхностью штампа, потерю формы устраняют их прижатием (например, как фланца при вытяжке) соответствующим усилием [4], а потерю пластического течения – за счет снижения усилий растягивающих участков.

Авторами предложен численный метод решения задачи деформирования заготовки взрывом при упрощающих допущениях, базирующихся на установленных закономерностях процесса деформирования и передачи энергии от ударной волны к подвижной преграде (заготовке). Для реализации численных методов разрабатывались: математическая модель деформирования заготовок, алгоритмы численных методов решения, модель внешней нагрузки, учитывающая взаимодействие заготовки с возмущениями в жидкости от взрыва и возникновение кавитации, а также ее влияние на передачу энергии заготовке.

Модель деформирования заготовки представлена системой уравнений: движения, связи напряжений и деформаций, пластичности (условием Губера-Мизеса).

Дифференциальные уравнения движения аппроксимированы конечно-разностными уравнениями для выделенных элементов заготовки (рис. 2).

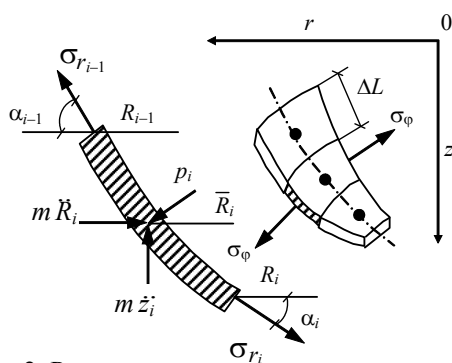


Рис. 2. Расчетная модель элементов заготовки

У деталей, штампуемых взрывом, генеральная форма, на которой предусматривают для ужесточе-

ния их конструкции различные фрагменты (рельеф, рифты, пуклевки и т.д.) представлена оболочкой. Поэтому изгибающие моменты и перерезывающие силы можно не учитывать. На элементы свободной зоны заготовки действует (рис. 2, 3) импульсное давление P , инерционные силы $m\ddot{z}$, $m\ddot{R}$, меридиональные и широтные усилия, обусловленные взаимодействием с соседними участками. Уравнения движения для таких элементов имеют вид

$$\begin{aligned} (\sigma_r RS \cos \alpha)_i - (\sigma_r RS \cos \alpha)_{i-1} + (P \Delta L R_u \cos \alpha_u)_i &= (m \cdot \ddot{Z}_u)_i; \\ (\sigma_r RS \sin \alpha)_{i-1} - (\sigma_r RS \sin \alpha)_i - \\ - (\sigma_\phi SR \Delta L)_i + (P \Delta L R_u \sin \alpha_u)_i &= (m \cdot \ddot{R}_u)_i, \end{aligned}$$

где $m_i = \rho \Delta L_0 R_{0i} S_0$ – масса i -го элемента.

Для элементов в зоне контакта в уравнениях учитывают силы трения, а для элементов на перетяжном ребре – усилия, необходимые для их изгиба – спрямления и на преодоление сил трения на ребре.

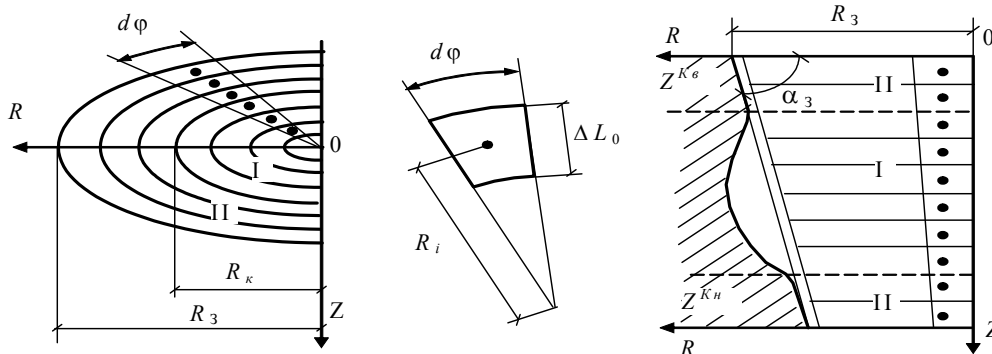


Рис. 3. Полная расчетная модель заготовки

Величину усилий на ребре в листовой штамповке определяют по известным [5] зависимостям:

$$\sigma_{u32} = (\sigma_i)_{\bar{R}} S_0 \cdot (2r_m + S)^{-1}; \quad \sigma_{mp,\kappa} \approx (\sigma_i)_{\bar{R}} \cdot \mu \alpha,$$

При вытяжке кромка фланца плоской заготовки утолщается, поэтому силы трения приложены только к крайнему элементу со стороны свободной поверхности

$$N_{mp} = q \mu (R_3^2 - R_o^2),$$

где q – давление прижима; μ – коэффициент трения; R_3, R_o – радиусы заготовки и очка матрицы.

Уравнения движения для элементов конической заготовки на поверхности контакта представлены так:

$$\begin{aligned} [(\sigma_r RS)_{i+1} - (\sigma_r RS)_i] \cos \alpha_3 + \\ + \sigma_{\phi i} \Delta h_i S_i - F_{mp} \cdot \cos \alpha_3 &= m_i \ddot{R}_i; \end{aligned}$$

$$[(\sigma_r RS)_{i+1} - (\sigma_r RS)_i] \sin \alpha_3 - F_{mp} \cdot \sin \alpha_3 = m_i \ddot{Z}_i.$$

Благодаря возможному осевому перемещению торцев заготовки к середине образующей элементы большего (верхнего) основания будут обжиматься ($\sigma_\phi < 0$), а на нижнем – раздаваться ($\sigma_\phi > 0$).

Сила трения обусловлена величиной реакции Q со стороны матрицы

$$F_{mp_i} = \mu \cdot Q = \mu (P \cdot R + \sigma_\phi \cdot S)_i \Delta L_i.$$

Трудности определения внешней нагрузки на заготовку обусловлены сложностью явлений, проте-

кающих при взаимодействии возмущений в жидкости от взрыва в ней заряда на подвижную преграду.

Поэтому при разработке методик определения режимов обработки для листовой штамповки использовали значения параметров возмущений, установленные для безграничной жидкости [4]. Так для калибровочных операций в расчетах использовали величину амплитудного давления P_m .

Для процессов формообразования ставали в соответствие удельную энергию ударной волны $E_o = P_m^2 \theta / \rho_o c_o$ работе, требуемой для деформирования, определяемой по аналитическим зависимостям. В методиках расчета, базирующихся на определении деформированного состояния детали аналитическими методами, использовали [5] импульсные характеристики возмущений $I = \int P(t) dt$, время действия нагрузки принимали как для безграничной среды ($t \approx 6\theta$). Таким образом, внешняя нагрузка на заготовку представлена рядом последовательных импульсов (рис. 4) ударной волны и гидротока, установленных с учетом подвижности заготовки.

Благодаря постоянному схлопыванию мелких кавитационных пузырьков реализуется осредненное давление на этапе, т.е. $\bar{P}_c = I_i (t_c + \Delta t_c)^{-1}$. Такое представление нагрузки используют для случаев предельного формообразования.

Алгоритм решения задачи импульсного деформирования заготовки:

- заготовку разделяют на элементы длиной $\Delta L = (5 \dots 8)S$ и рассчитывают их массу m_i ;

- определяют внешнюю нагрузку на каждый элемент: до наступления кавитации через промежуток $t_i = \Sigma(\Delta t_i + t_i)$ в интервале Δt_i по значениям R_i , Z_i , ΔZ_i определяют логарифмические деформации e_r , e_ϕ и интенсивность e_i ;

- интенсивность напряжений σ_i определяют по закону упрочнения $\sigma_i = A e_i^n$, а также рассчитывают компоненты напряжений.

Трудности определения внешней нагрузки на заготовку обусловлены сложностью явлений, протекающих при взаимодействии возмущений в жидкости от взрыва в ней заряда на подвижную преграду.

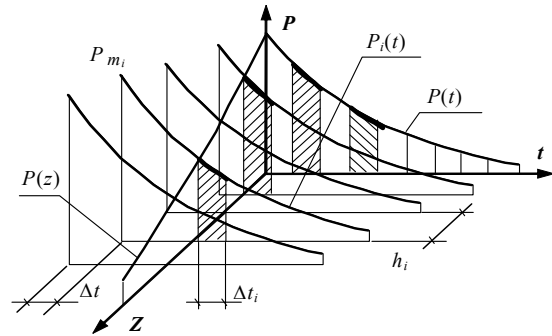


Рис. 4. Параметры нагрузки с учетом кавитационных явлений

Экспериментальные исследования процесса взаимодействия заготовки с ударной волной, практика взрывной штамповки [5] показала, что при штамповке тонколистовых заготовок образование и схлопывание кавитационных пузырьков ($r < 10^{-3}$ м) происходит не одновременно, их зона распространяется от заготовки вглубь жидкости. При этом заготовкой воспринимается основная часть энергии ударной волны, доля безвозвратных потерь из-за отраженных волн составляет 5 – 8%, длительность процесса нагружения заготовки существенно больше (на порядок – два), чем время спада давления ударной волны в безграничной жидкости.

Литература

1. Головлев В.Д. Расчеты процессов листовой штамповки. – М.: Машиностроение, 1974. – 136 с.
2. Баркая В.Ф., Рокотян Е.С., Рузанов Ф.И. Формоизменение листового металла. – М.: Металлургия, 1976. – 262 с.
3. Норенков И.П. САПР. Принципы построения и структура. – Минск: Высшая школа, 1987. – 122 с.
4. Коул Р. Подводные взрывы. – М.: Иностранная литература, 1950. – 483 с.
5. Борисевич В.К. Расчет величины заряда при штамповке бризантными взрывчатыми веществами в воде. Беспредельные методы формообразования листового металла. – М.: МДНТП, 1962. – 23 с.

Поступила в редакцию 25.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.44.533.697

В.М. ЛАПОТКО, Ю.П. КУХТИН*ГП «Ивченко-Прогресс», Украина***ЭЙЛЕРОВО-ЛАГРАНЖЕВ ПОДХОД ПРИ ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТЕЧЕНИЙ ИДЕАЛЬНОГО ГАЗА**

Предложен способ построения расчетных сеток, в основе которого лежит алгоритм построения нестационарных линий контактного разрыва параметров. Описана новая высокоточная разностная схема расчета течений идеального газа. Представлены результаты сходимости экспериментальных данных и численных решений обтекания идеальным газом плоского двояковыпуклого профиля крыла, а также решет- ки плоских профилей турбины, полученных с использованием предложенной разностной схемы

представление Эйлера, представление Лагранжа, подвижные лагранжевые сетки, нестационарное течение, контактный разрыв параметров, условие устойчивости, сходимость численных решений

Введение

Для численного описания движения сплошной среды используются как переменные Эйлера, так и переменные Лагранжа [1]. В зависимости от используемых переменных решение конкретной задачи может принимать изящную форму не требующую проведения значительных математических выкладок и вычислительных работ. В некоторых случаях ориентировка на определенные переменные вовсе не позволяет обеспечить необходимую точность решения при приемлемых вычислительных затратах.

Методы, основанные на использовании переменных Эйлера, получили широкое применение вследствие простоты их реализации. Области их применения – это установившиеся течения сплошной среды при отсутствии движения границ исследуемой области и границ раздела параметров.

При использовании переменных Лагранжа всяма экономно решаются задачи движения линий раздела параметров, задачи распространения тонких пленок, а также задачи связанные с учетом движения не связанных между собою поверхностей.

Как правило, для многих задач не подходит идеально ни чисто лагранжево, ни чисто эйлерово представление, а наилучшим является подход, использующий некоторую комбинацию аппроксимаций в

координатах Эйлера и Лагранжа. Идея такого подхода положена авторами работы в основу метода отслеживания струй течений ограниченных поверхностями контактного разрыва параметров, реализованного в настоящее время при решении двумерных задач течений невязкого газа.

1. Подвижная, расчетная сетка

Рассмотрим двумерное течение среды в декартовой системе координат (рис. 1).

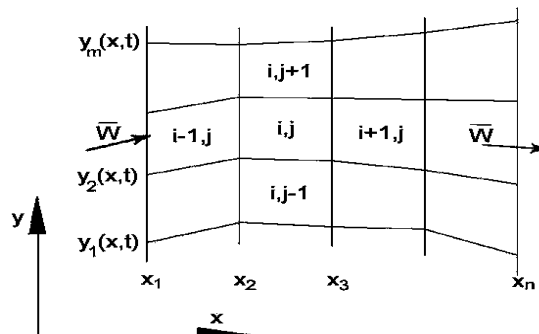


Рис. 1. Подвижная расчетная сетка

Пусть плоскость (x, y) разделена двумя семействами линий на ячейки с индексами (i, j) . Первое семейство линий представляет собой систему фиксированных вертикальных линий x_i , а второе семейство непересекающихся между собой подвижных линий задается множеством: $y = y_j(x, t)$, причем $y_{j+1}(x, t) > y_j(x, t)$ для любого x и t , где t – координата

времени. Объем ячейки (i, j) ограничен поверхностью входа $A_{in}(t)$, поверхностью выхода $A_{ou}(t)$ и непроницаемой боковой поверхностью $A_s(t)$. Через поверхности $A_{in}(t)$, $A_{ou}(t)$ происходит обмен средой с элементами, расположенными выше и ниже по потоку.

Для каждого элемента (i, j) нормальная составляющая скорости движения боковой поверхности равна нормальной составляющей скорости среды в данной точке пространства. Таким образом, основной поток не протекает через семейство u -линий, а может втекать в ячейку и вытекать из нее пересекая только x -линии семейства.

Предложенная модель течения среды соответствует физической модели течения идеального газа, распространяющегося по струйкам, ограниченными поверхностями $A_s(t)$. Такие поверхности реально существуют в потоке, когда на входе в расчетную область дискретно в точках $y_j(x_1, t)$ (рис.1) постоянно впрыскивается невесомый краситель. Таким образом, каждая линия $y_j(x, t)$, состоящая из отрезков прямых с угловыми точками $x = x_i$, является линией контактного разрыва параметров. Разумеется, что эти подвижные сеточные линии совпадут с линиями тока, когда течение станет стационарным.

В качестве существенного недостатка описываемого подхода отметим, что подобные алгоритмы более сложны, чем эйлеровы, поскольку подвижная сетка может сильно искажаться в процессе развития течения. При проведении расчета на таких подвижных сетках, через определенное количество шагов по времени, приходится корректировать отдельные элементы расчетных сеток. Однако вносимые коррективы не являются существенными, т. е. не вносят существенных ошибок в рассчитываемое поле течения.

2. Уравнения для расчетного элемента

Рассмотрим идеальную, сжимаемую среду. Внутри каждого расчетного элемента искомые

функции (ρ – плотность, W_x, W_y – компоненты скорости, e – внутренняя энергия, P – давление) заменяются их осредненными значениями. Тогда законы сохранения массы, импульса и энергии для произвольного расчетного элемента объема $V(t)$ с боковой поверхностью $A_s(t)$, поверхностями $A_{in}(t)$ – входа и $A_{ou}(t)$ – выхода, можно представить в форме:

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho dV = - \int_{A_{in/ou}(t)} \rho W_n dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho W_x dV = - \int_{A_{in/ou}(t)} \rho W_n W_x dA - \int_{A_\Sigma(t)} P \cdot (\bar{n})_x dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho W_y dV = - \int_{A_{in/ou}(t)} \rho W_n W_y dA - \int_{A_\Sigma(t)} P \cdot (\bar{n})_y dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho E dV = - \int_{A_{in/ou}(t)} \rho W_n E dA - \int_{A_\Sigma(t)} P W_n dA. \end{cases} \quad (1)$$

где $P = \rho R T$;

$A_{in/ou}(t) = A_{in}(t) + A_{ou}(t)$ – поверхности входа и выхода; $A_\Sigma(t) = A_{in}(t) + A_{ou}(t) + A_s(t)$ – полная

поверхность расчетного элемента; $E = e + \frac{W_x^2 + W_y^2}{2}$ – полная энергия единицы массы.

3. Разностная схема

Далее предлагается исходную систему уравнений (1) для расчетного элемента аппроксимировать явной разностной схемой вида:

$$\begin{aligned} \frac{\rho_*^{t+\Delta t} - \rho^t}{\Delta t} &= - \frac{1}{V^t} [(\rho W_n)_{in} A_{in}^t + (\rho W_n)_{ou} A_{ou}^t], \\ \frac{(\rho_* W_u)^{t+\Delta t} - (\rho W_u)^t}{\Delta t} &= - \frac{1}{V^t} [(\rho W_n W_u)_{in} A_{in}^t + \\ &+ (\rho W_n W_u)_{ou} A_{ou}^t + (P \cdot n_u)_{in} A_{in}^t + \\ &+ (P \cdot n_u)_{ou} A_{ou}^t + (P \cdot n_u)_s A_s^t], \quad (2) \\ \frac{(\rho_* E)^{t+\Delta t} - (\rho E)^t}{\Delta t} &= - \frac{1}{V^t} [(\rho W_n E)_{in} A_{in}^t + \\ &+ (\rho W_n E)_{ou} A_{ou}^t + (P W_n)_{in} A_{in}^t + \\ &+ (P W_n)_{ou} A_{ou}^t + (P W_n)_s A_s^t], \end{aligned}$$

где $u = x, y$.

Система уравнений (2) может быть решена явно для неизвестных параметров на временном слое $t+\Delta t$, если известны параметры на неподвижных “in” и “ou”, а также на подвижных “s” границах расчетного элемента на временном слое t . Параметры на неподвижных “in” и “ou” границах элемента могут быть определены различным образом и в частности, используя решение задачи о распаде разрыва [2]. Параметры на подвижных “s” границах элемента предлагается определять, используя решение задачи о распаде разрыва. Однако в отличие от разностной схемы С.К. Годунова [3], в предлагаемом подходе используются значения, полученные на контактном разрыве. На изображенной на рис. 2 конфигурации “А” распаде разрыва указаны места определения параметров, обозначенных индексами “in”, “ou” и “s”.

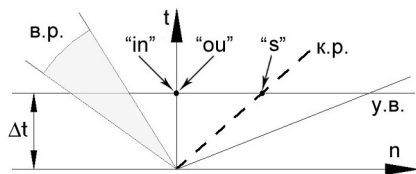


Рис. 2. Конфигурация “А” задачи о распаде разрыва: в.р. – волна разрыва; к.р. – контактный разрыв; у.в. – ударная волна

Очевидно, положение линии контактного разрыва параметров в пространстве, в фиксированный момент времени, однозначно определяется её исходной точкой, а также меняющимся во времени полем параметров. Пусть положение исходной угловой точки линии контактного разрыва (точка А на рис. 3) осталось неизменным.

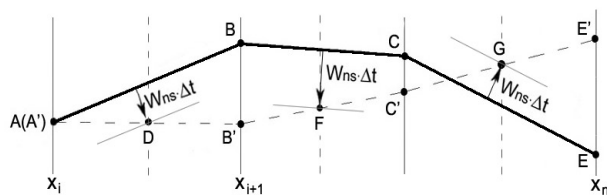


Рис. 3. Алгоритм определения положения нестационарной линии контактного разрыва

Тогда новое положение угловой точки линии контактного разрыва В' может быть получено как результат пересечения вертикальной линии сетки с прямой проведенной через точку А и точку D. Точка D имеет абсциссу $x=(x_i+x_{i+1})/2,0$ и удалена по направлению нормали к центру стороны АВ на расстояние $W_{ns} \cdot \Delta t$. Исходя из нового положения точки В (точка В'), можно далее через аналогичные построения получить новую угловую точку С', и т.д.

Таким образом, искомые параметры потока на новом слое $t+\Delta t$ можно определить по следующей схеме расчета:

1. Решая задачу о распаде разрыва на подвижных боковых границах расчетного элемента, определяются значения W_{ns} и P_s как параметры на контактном разрыве.

2. Решая задачу о распаде разрыва на входной и выходной гранях расчетных элементов, определяются потоки всех параметров.

3. Исходя из системы уравнений (2) явно определяются параметры $\rho_*^{t+\Delta t} V^t$, $(\rho_* W_x)^{t+\Delta t} V^t$, $(\rho_* W_y)^{t+\Delta t} V^t$, $(\rho_* E)^{t+\Delta t} V^t$ для нового момента времени.

4. В соответствии со схемой, представленной на рис. 3, определяется новое положение нестационарной линии контактного разрыва параметров.

5. Полученный параметр $\rho_*^{t+\Delta t}$ является промежуточным. Его значение должно быть скорректировано с учетом изменения объема расчетного элемента:

$$\rho^{t+\Delta t} = \rho_*^{t+\Delta t} \cdot V^t / V^{t+\Delta t}. \quad (3)$$

Как следует из изложенного, предложенная разностная схема является явной, консервативной, одношаговой схемой расчета первого порядка точности. Для повышения ее точности может быть использована процедура компенсации схемной вязкости [4] или процедура модификации схемы С.К. Годунова, предложенная В.П. Колганом [5].

4. Условие устойчивости разностной схемы

Существенным преимуществом разработанного метода является отсутствие в схеме расчета какой-либо формы искусственной вязкости для стабилизации решения. Многочисленные расчеты, проведенные в широком интервале параметров, подтвердили на практике устойчивость предложенной явной разностной схемы при ограничении шага интегрирования по времени [6]: $h_t < h_{tx}h_{ty}/(h_{tx}+h_{ty})$, где: h_{tx} , h_{ty} – критерии Куранта-Фридрихса-Леви для устойчивости одномерных разностных схем [7].

5. Граничные и начальные условия

Постановка граничных условий на свободных границах не отличалась от их постановки, реализованной в методе С.К.Годунова [3].

При постановке граничных условий на твердом теле решалась задача о поршне [2]. Согласно этой задаче газ в пристеночной ячейке находится в покое с постоянной плотностью и давлением. Для стенки (поршня) справедливо следующее обобщенное соотношение по скорости:

$$W_n^p = W_n^c - W_n^g, \quad (4)$$

где W_n^p – обобщенная скорость движения поршня;

W_n^c – скорость стенки; W_n^g – скорость газа в пристеночной ячейке.

После решения задачи о поршне и определения давления на границе P_s скорость движения границы W_{ns} равна скорости движения стенки W_n^c .

Начальное распределения узлов подвижной, лагранжевой сетки, как и начальное распределение параметров потока внутри расчетной области, не оказывает влияния на конечный результат решения, если речь идет о получении стационарного решения, используя процедуру установления по времени. В случае, когда речь идет о исследовании нестационарного процесса течения газа, задание начальных параметров течения, как и задание начального рас-

пределения узлов лагранжевой сетки должно отражать некоторую ситуацию в начальный момент времени.

Распределение узлов сетки на входной границе расчетной области определяется лишь особенностью решаемой задачи и, как правило, задается равномерным. Задание какого-либо характера распределения узлов на рассматриваемой границе не всегда обеспечивает повышение точности решения, особенно при рассмотрении нестационарных задач. Точность расчета определяется лишь количеством узлов на входе в расчетную область, которое устанавливает исходные точки линий контактного разрыва параметров, а также количеством и распределением узлов в направлении течения среды.

6. Анализ сходимости решения

Предложенная разностная схема неоднократно апробировалась на различных типах течений. Получены результаты хорошо совпадающие с экспериментальными данными. В настоящей работе представлены результаты, демонстрирующие сходимость получаемых численных решений и соответствие решений экспериментальным данным.

Все величины, участвующие в расчетах приводились к безразмерному виду. В качестве эталона длины принималась осевая протяженность расчетной области, эталоном скорости служила изотермическая скорость звука, определенная по параметрам на выходе из расчетной области. Давление и температура обезразмеривались через соответствующие значения параметров на выходе из расчетной области.

6.1. Обтекание двояковыпуклого профиля.

Экспериментальные исследования трансзвукового обтекания профиля 18%-толщины, образованного дугами окружности (рис. 4) заимствованы из работы [8].

Разбивка для исходного варианта расчета включала $N_c=12$ ячеек сетки вдоль длины профиля. В по-

перечном направлении входная граница расчетной области разбивалась с равномерным шагом $h_y = c/N_c$.

В последующих расчетах число N_c было 24 и 48, т.е. шаг расчетной сетки последовательно уменьшался в 2 раза.

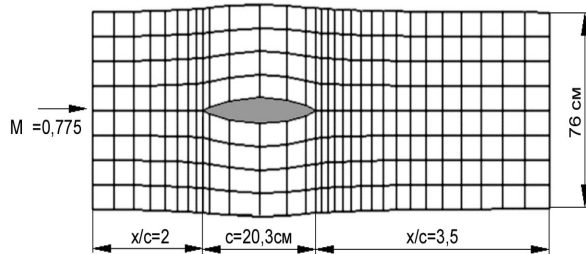


Рис. 4. Расчетная сетка

На рис. 5 для $N_c = 12$ представлено поле параметра энтропии, полученное на установлении течения.

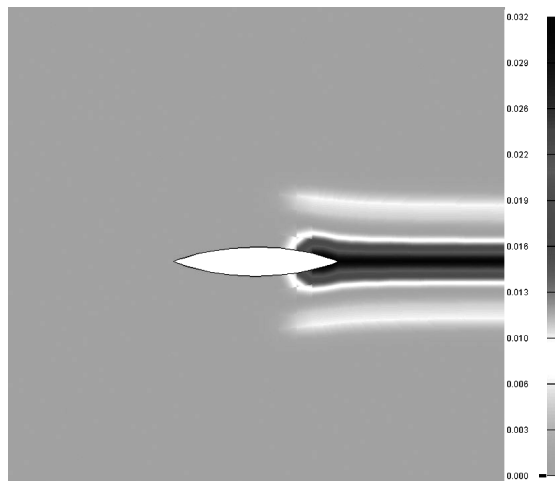


Рис. 5. Поле энтропии газа

На рис. 6 представлено сравнение полученных решений для различных разбижек с результатами расчета и экспериментальными данными представленными в работе [6] по параметру

$$c_p = (p - p_\infty) / (1/2 \rho_\infty w_\infty^2).$$

Хорошая сходимость результатов расчета наблюдается уже для $N_c = 24$. Некоторое несоответствие экспериментальным данным в кормовой части объясняется взаимодействием скачка уплотнения с пограничным слоем профиля, что не учитывалось в методе расчета.

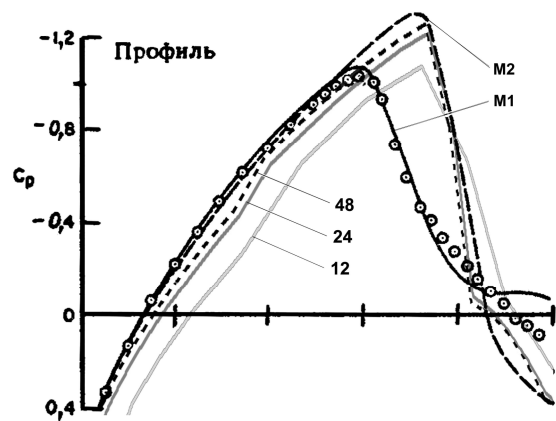


Рис. 6. Сравнение численных решений: о – эксперимент [8], M1 – расчет вязкого газа [8], M2 – расчет идеального газа [8], 12, 24, 48 – расчеты идеального газа для $N_c = 12, 24, 48$

6.2. Обтекание профиля СЗХ. В качестве второго примера рассмотрим обтекание высоконагруженных лопаток соплового аппарата турбины [9]. Условия течения соответствуют температуре торможения $T^0 = 311\text{K}$, числу Маха на выходе из лопаточного аппарата $M_{ou} = 1,05$, показателю адиабаты $k = 1,33$.

Сходимость решений анализировалась на различных разбижках $N_c = 12, 24, 48$ осевой протяженности профиля.

Как следует из представленных на рис. 7 результатов хорошее соответствие экспериментальным данным наблюдается уже для $N_c = 12$.

На рис. 8 представлено расчетное поле течения идеального газа в межлопаточном канале для $N_c = 12$.

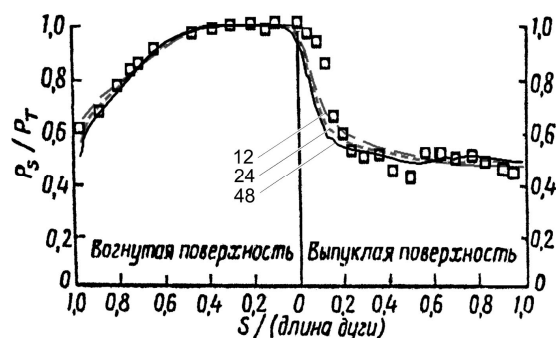


Рис. 7. Анализ сходимости решений: □ – экспериментальные данные [9]; 12, 24, 48 – численные расчеты для $N_c = 12, 24, 48$

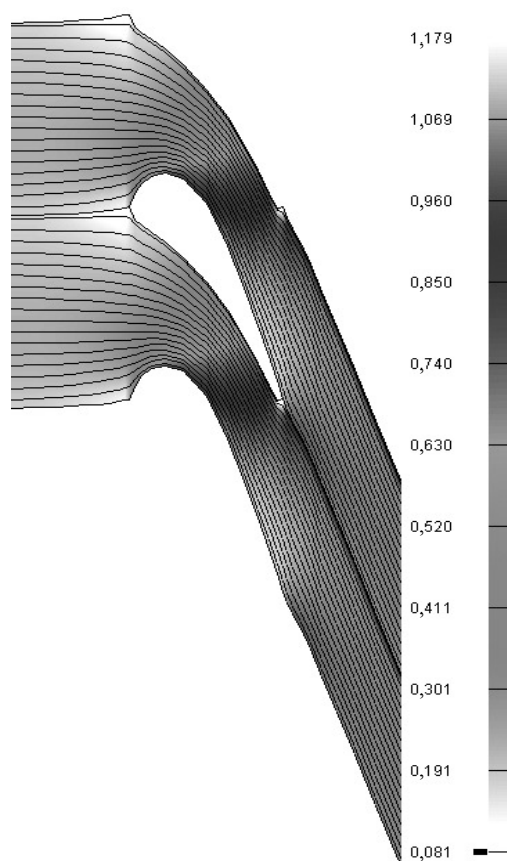


Рис. 8. Поле числа М и сеточные линии течения

В качестве справочного материала приведем данные требуемых ресурсов ЭВМ для расчета. Двумерный расчет до установления на сетке 60×30 требовал ≈ 20 мин. расчетного времени на процессоре Pentium IV (1800 Гц) и ≈ 600 Кб оперативной памяти.

Выводы

В описанном подходе отсутствует численная диффузия, возникающая при перетекании среды через границы раздела. Кроме того сеточные линии расчетных элементов сами по себе создают визуализацию течения. Такой подход целесообразно использовать при рассмотрении нестационарных задач аэрогидродинамики со свободными поверхностями, поверхностями раздела сред и другими подвижными, в том числе жесткими не связанными друг с другом границами. Это является исключительным преимуществом предложенного метода.

Литература

1. Оран Э., Борис Дж. Численное моделирование реагирующих потоков: Пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 660 с.
2. Рождественский Б.Л., Яненко Н.Н. Системы квазилинейных уравнений и их приложения к газовой динамике. – М.: Наука, 1978. – 688 с.
3. Численное решение многомерных задач динамики / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко. – М.: Наука, 1976. – 400 с.
4. Лапотко В.М., Мунштуков Д.А. Влияние схемной вязкости на параметры в сопле Лавалля и способ ее компенсации // Многофазные потоки в энергоустановках: Сб. науч.тр. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1988. – С. 143-150.
5. Колган В.П. Конечно-разностная схема для расчета двумерных разрывных решений нестационарной газовой динамики. – Уч. зап. ЦАГИ. – 1975. – Т. 6, № 1. – С. 9-14.
6. Теоретические основы и конструирование численных алгоритмов задач математической физики / Под ред. К.И. Бабенко. – М.: Наука, 1979. – 295 с.
7. Роуч П. Вычислительная гидродинамика. – М.: Мир, 1980. – 616 с.
8. Макдевитт, Леви мл., Диверт. Трансзвуковое течение около толстого профиля, образованного дугами окружности // Ракетная техника и космонавтика. – 1976. – Т.14, № 5. – С. 75-83.
9. Нили Д.А., Михелк М.С. Измерения теплоотдачи на поверхностях высоконагруженных лопаток соплового аппарата турбины // Тр. америк. общ. инж.-механ. Энергетические машины и системы. – 1984. – Т. 106, № 1. – С. 86-96.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.И. Слынько, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

УДК 681.586

В.М. ГРУДИНКИН¹, А.Г. БУРЯЧЕНКО¹, В.Ф. МИРГОРОД¹, М.В. ДРАПАК²¹ОАО «Элемент», Одесса, Украина²ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ОПЫТ И РЕЗУЛЬТАТЫ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ Д-436-148 САМОЛЕТА АН-148

Отражены основные требования к бортовой системе измерения давления СИД-3-148, взаимодействующей с электронным блоком САУ двигателя Д-436-148 и обеспечивающей измерение давлений P_k и $P_{вх}$, вычисление параметра π_k и формирование сигнала о помпаже двигателя. Освещены проблемные вопросы, возникшие при разработке и пути их решения. Приведены результаты сертификационных испытаний в составе самолета Ан-148.

бортовая аппаратура, дистанционные измерения, погрешность измерений, надежность, параметрический отказ, временная стабильность, помпаж, интеллектуальные датчики и системы

Введение

Предприятие ОАО «Элемент» – головная организация Минпромполитики по направлению «Электронные системы измерения, контроля параметров и управления авиационными двигателями», разработчик комплектующих изделий авиационной техники. Одним из созданных на предприятии устройств бортового применения является интеллектуальная система измерения давления СИД-3-148 для двигателя Д-436-148, созданная с учетом опыта разработки предшествующих систем СИД-4 и СИД-3 (рис. 1, 2).



Рис. 1. Системы измерения давления разработки ОАО «Элемент»

Разработка и испытания системы СИД-3-148 выполнены в тесном содружестве с разработчиком двигателя – ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс». К на-

стоящему времени система СИД-3-148 прошла необходимый комплекс испытаний – предварительные, межведомственные и сертификационные в составе двигателя Д-436-148 на самолете Ан-148 – и имеет суммарную наработку на борту около полутора тысяч часов.

Следует упомянуть, что предшествующие аналоги – СИД-4 и СИД-3 обеспечивают испытания самолетов Ан-70 и Ту-334 и их суммарная наработка приближается к восьми тысячам часов.

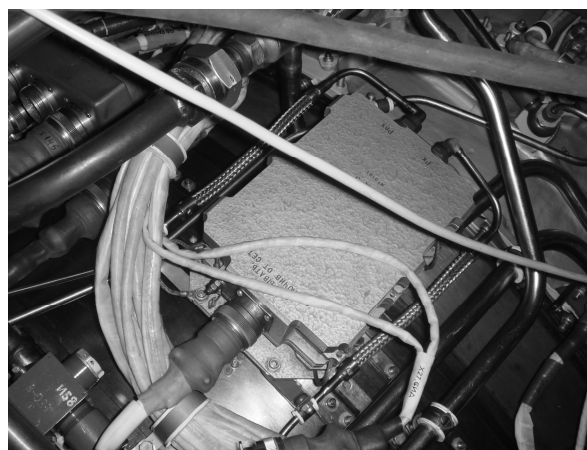


Рис. 2. СИД-3-148 на двигателе

1. Формулирование проблемы

Перед разработчиками СИД-3-148 была поставлена цель создать двухканальную систему измере-

ния давлений и формирования сигналов обнаружения помпажа, которая должна обеспечить:

- дистанционное измерение давления воздуха на входе в двигатель, за компрессором высокого давления и выдачу информации о них в цифровом виде в электронный блок САУ двигателя (ЭСУ-436) и системы самолета;
- формирование сигнала о помпаже двигателя и выдачи информации о нем в цифровом виде в ЭСУ-436 и в виде напряжения +27 В в системы самолета;
- формирование сигнала отношения давления воздуха за компрессором высокого давления к давлению воздуха на входе двигателя ($p_{кз}$) и выдачу информации о нем в цифровом виде в ЭСУ-436 и системы самолета.

При этом в соответствии с требованиями технического задания суммарная погрешность измерений давления в рабочем диапазоне температур от минус 40 до +100 °С не должна превышать 1 % от измеряемой величины.

Эта достаточно сложная задача потребовала решения таких вопросов, как:

- выбор комплектующих, в том числе первичных преобразователей давления, на базе которых возможно обеспечение необходимой надежности (в том числе параметрической) системы в жестких условиях эксплуатации (следует отметить, что одной из существенных проблем явился выбор первичных преобразователей с удовлетворительной для данных условий долговременной стабильностью параметров);
- формирование математической модели, позволяющей минимизировать погрешность измерений, а также обеспечить необходимые динамические характеристики измерительных каналов с учетом требований к регистрации предпомпажного состояния;
- разработка аппаратного и программного обеспечения реализации сформированной математической модели с учетом достижения максималь-

ной отказоустойчивости изделия – с использованием встроенного контроля, резервирования структурных элементов.

2. Решение проблемы

При решении перечисленных выше задач использован опыт ОАО «Элемент» по созданию средств измерения давления, накопленный в течение ряда лет, с применением выработанной на предприятии концепции, включающей предварительный отбор первичных преобразователей (сенсоров), форсированные испытания ограниченного числа сенсоров, экспериментальное изучение функции преобразования и формирование математической модели, позволяющей минимизировать погрешность преобразования. Указанный подход, а также результаты отбора сенсоров, формирования математической модели по экспериментальным данным изучения функции преобразования и реализации этой модели в изделиях ОАО «Элемент» подробно освещены в [1, 2].

Поскольку система СИД-3-148 относится к бортовой аппаратуре, то в ней использованы двухканальные сенсоры фирмы Kulite [1], сертифицированные для применения в авиационной и обеспечивающие наиболее выгодное соотношение цена – качество в сравнении с сенсорами других изготовителей.

В структуре измерительных каналов системы предусмотрены аппаратные и программные модули, обеспечивающие коррекцию нелинейности и температурной зависимости выходного сигнала сенсора, которые обеспечили выполнение требований к метрологическим характеристикам СИД-3-148. Выбор первичных преобразователей, в свою очередь, позволил достичь долговременной стабильности параметров не хуже $\pm 0,15$ % в год.

Достигнутый уровень погрешностей системы в рабочем диапазоне давления и рабочем диапазоне температур от минус 40 до +100 °С иллюстрируется

графиками рис. 3, на котором показаны типичные результаты метрологической проверки измерительного канала с указанием пределов допускаемой погрешностей, заданных в техническом задании.

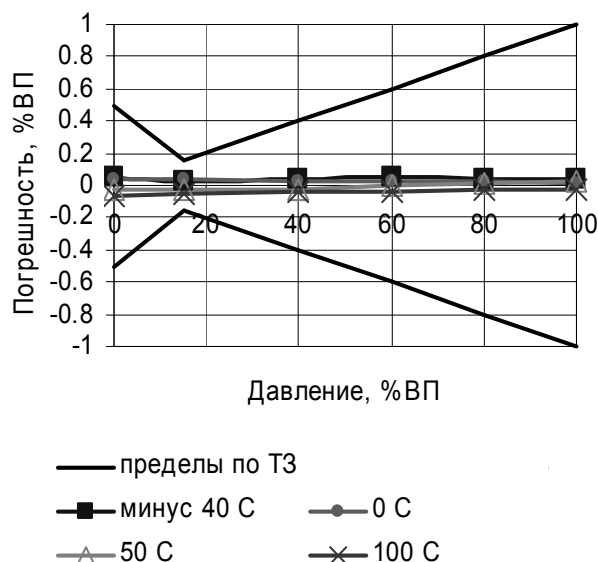


Рис. 3. Типичные характеристики измерительного канала СИД-3-148 в диапазоне рабочих температур от минус 40 до +100 °С

Кроме того, были проведены исследования динамических характеристик измерительных каналов давления СИД-3-148 с целью подтвердить обеспечение требований к работе системы в контуре регулирования π_{Σ} .

Оценка динамических характеристик проведена непосредственно по данным летной регистрации параметров двигателя. Методика тестирования измерительных каналов и основные результаты изложены в [3], где отмечено, что полученные данные убедительно подтвердили способность системы достоверно воспроизводить динамические изменения P_k и π_k двигателя на режимах приемистости, встречной приемистости и возможных ненормальных динамических режимах. Скоростная ошибка не превышает такта дискретизации, таким образом, для ЭСУ система СИД-3-148 является безынерционным датчиком давления.

В структуре системы изначально предусмотрено резервирование — в техническом задании система

заявлена как двухканальная — и осуществление встроенного контроля работоспособности.

Образцы системы СИД-3-148 прошли сертификационные испытания в составе самолетов Ан-148-100 № 01-01 и № 01-02 в течение более 600 полетов. Эти испытания обеспечили:

- всестороннюю проверку работоспособности системы в реальных условиях эксплуатации;
- уточнение параметров внешних дестабилизирующих факторов, воздействующих на систему в составе самолета, в частности температуры окружающей среды.

Испытания в условиях высоких температур на равнинном и на высокогорном аэродромах (Узбекистан, Армения) проводились при температуре наружного воздуха +32... +39 °С у земли и от минус 38 до +35 °С в полете — Техническая справка «Самолет Ан-148-100 № 01-01. Оценка температурного состояния МДУ с двигателем Д-436-148 при проведении специальных сертификационных наземных и летных испытаний в условиях высоких температур наружного воздуха и высокогорья». По результатам замеров температуры воздуха вблизи блока СИД-3-148, приведенным в табл. 1 и наглядно проиллюстрированным диаграммой рис. 4, выход за пределы допустимого для кратковременного воздействия значения 100 °С составил около 7 °С.

Испытания в условиях низких температур наружного воздуха (г. Якутск) проводились при температуре наружного воздуха у земли от минус 27 до минус 52 °С. По результатам замеров отмечается, что при подготовке самолета и до подготовки двигателя к первому запуску температура воздуха вблизи СИД-3-148 достигает значения минус 50 °С, что выходит за нижнюю границу рабочего диапазона. При подготовке двигателя к запуску производится подогрев двигателя, температура повышается и устанавливается в пределах рабочего диапазона, в том числе при запуске двигателя и на режимах его работы.

Таблица 1

Результаты термометрирования в условиях высоких температур

Наименование этапа	Значение температуры, °C	Длительность	Наименование этапа	Значение температуры, °C	Длительность
Опробование	92,8	1,5 мин.	Предвзлетное ожидание	82,2	До 30 мин.
Опробование, остывание	83,4	1,5 мин.	Взлет	94,3	До 5 мин.
Опробование, реверс	91,6		Набор высоты до 10000 м	93,1	До 5 мин.
Полет на 10000 м	57,9		Ожидание 1 на 1000 м	83,7	До 10 мин.
Посадка	65,0		Ожидание 2 на 1000 м	82,6	До 10 мин.
Руление	71,2		Ожидание 3 на 1000 м	54,4	
Руление перед взлетом	68,4		Уход на 2-ой круг	61,9	
Взлет	92,8	До 5 мин.	Посадка	70,3	
Посадка	74,7		Остывание после выключения двигателя	72,3	
			Взлет на ЧР	106,9	До 5 мин.

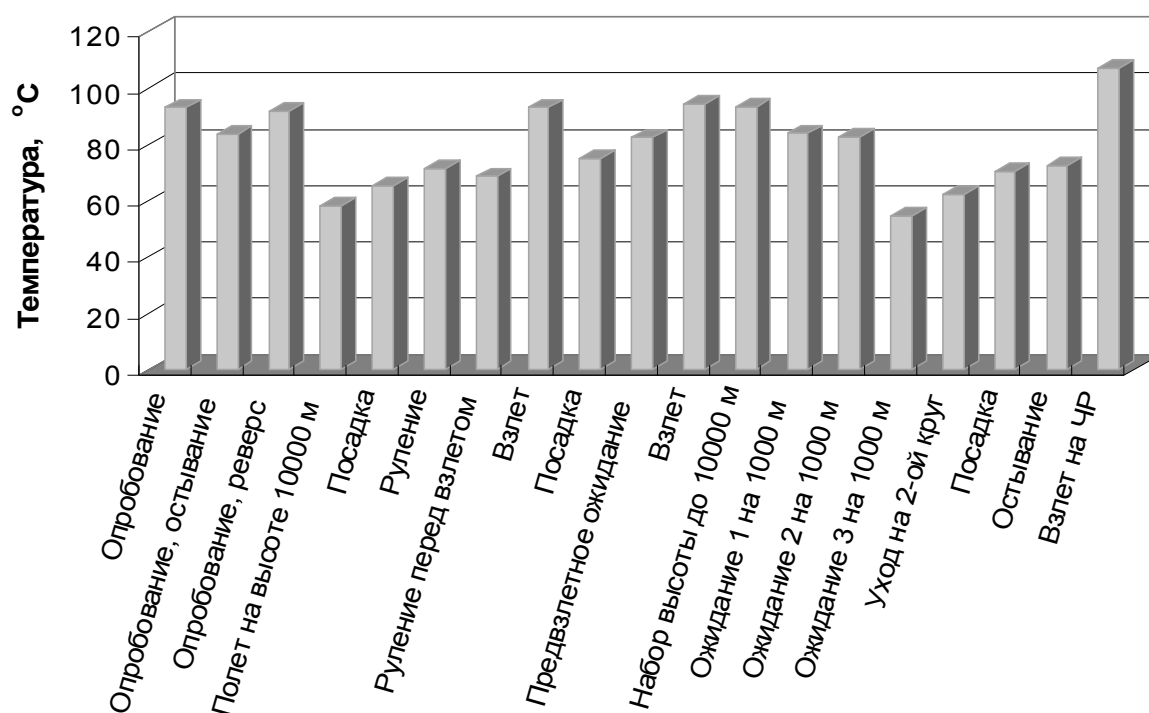


Рис. 4. Результаты замеров температуры воздуха вблизи СИД-3-148 при испытаниях системы в составе самолетов Ан-148-100 № 01-01 и № 01-02 в условиях высоких температур на равнинном и на высокогорном аэродромах (Узбекистан, Армения)

Наличие режимов, при которых температура окружающей среды в месте установки системы по результатам термометрирования превышает допустимое для кратковременного воздействия значение 100 °C либо опускается ниже минус 40 °C, требует решения.

С целью расширения рабочего температурного диапазона и обеспечения требуемой надежности разработчиками ОАО «Элемент» в настоящее время уже проработаны решения с использованием новейшей комплектации. Указанная проработка дает основание утверждать, что модернизация системы

СИД-3-148 может быть выполнена с сохранением габаритных и присоединительных размеров.

Другим вариантом решения является изменение условий на месте установки системы СИД-3-148 на двигателе.

Разработчиком двигателя – ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» – и разработчиком самолета – АНТК «АНТОНОВ» – проработано конструктивное решение, обеспечившее интенсификацию естественного обдува подкапотного пространства двигателя в месте установки системы, что по предварительной оценке должно устранить случаи выхода температуры окружающей среды за пределы 100 °С на рабочих режимах двигателя.

Для исключения работы системы при температуре окружающей среды ниже минус 40 °С рассматривается возможность включения электропитания СИД-3-148 после подогрева двигателя.

ботки сигнала обеспечил измерения изменений давлений с пренебрежимо малой для заданных условий инерционностью.

4. Система СИД-3-148 обеспечила сертификационные испытания самолета Ан-148-100 в полном объеме. Аналогичные системы СИД-4 и СИД-3 разработки ОАО «Элемент» успешно используются при испытаниях самолетов Ан-70 и Ту-334.

5. Перспективы совершенствования в отношении рассматриваемой системы СИД-3-148 заключаются в первую очередь в расширении рабочего диапазона температур при сохранении идентичного конструктивного исполнения.

6. В дальнейшем очевидны перспективы разработки изделия с таким же (либо расширенным) набором функций и с сохранением высоких метрологических характеристик при сниженных массогабаритных показателях и повышенной надежности.

Заключение

1. В рамках рассматриваемой работы ОАО «Элемент» создана двухканальная система измерения давлений СИД-3-148 для двигателя Д-436-148, выполняющая дистанционное измерение давлений воздуха на входе в двигатель и за компрессором высокого давления, формирование сигнала отношения давлений $\pi_{к2}$ и сигнала о помпаже двигателя.

2. В результате компенсации температурных погрешностей с использованием двухпараметрической математической модели удалось на базе первичных преобразователей с дополнительной температурной погрешностью до $\pm 0,3 \text{ \%}/10 \text{ }^{\circ}\text{C}$ построить измерительные каналы, суммарная погрешность которых в диапазоне температур от минус 40 до +100 °С не превышает $\pm 0,15 \text{ \%}$.

3. Выбор первичных преобразователей позволил достичь долговременной стабильности параметров измерительных каналов системы, эксплуатирующейся в жестких условиях, не хуже $\pm 0,15 \text{ \%}$ в год, а также, в сочетании с принятыми алгоритмами обра-

Литература

1. Буряченко А.Г., Волошина Н.П., Ранченко Г.С. Опыт использования датчиков давления фирмы Kulite // Датчики и системы. – 2004. – № 11. – С. 38-40.
2. Буряченко А.Г., Грудинкин В.М. Технические и алгоритмические средства повышения метрологического уровня и надежности датчиков и систем измерения давления // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8 (24). – С. 195-199.
3. Миргород В.Ф., Грудинкин В.М. Динамические характеристики системы измерения давления в контуре регулирования $\pi_{к}$ // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – №8 (34). – С. 42-45.

Поступила в редакцию 30.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Нестеренко, Одесский национальный политехнический университет, Одесса.

УДК 621.44 : 533.697

Ю.Я. ДАШЕВСКИЙ, А.Б. НЕПОЧЕНТОВСКИЙ, Д.Н. ПИСЬМЕННЫЙ

ГП НПК газотурбостроения «Зоря»-«Машпроект», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В РАБОЧЕМ УЧАСТКЕ СТЕНДА ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОХЛАЖДАЕМЫХ ЛОПАТОК ГТД

На основе CFD-расчетов проведен анализ влияния боковых стенок двухканального рабочего участка высокотемпературного испытательного стенда на распределение коэффициентов теплоотдачи по профилю исследуемой лопатки. Результаты данных исследований позволяют более корректно оценивать результаты тепловых испытаний охлаждаемых лопаток.

тепловые испытания, рабочий участок, CFD-расчет, модель турбулентности, ANSYS-CFX

Введение

Одним из наиболее важных этапов доводки системы охлаждения современных ГТД являются тепловые испытания охлаждаемых сопловых и рабочих лопаток на специальных высокотемпературных стендах в статических условиях.

Для выполнения тепловых испытаний в Научно-исследовательском отделении ЦНИОКР «Машпроект» имеются стенды, предназначенные для испытаний лопаток различного размера и позволяющие обеспечивать температуру газа перед исследуемой лопаткой до 1000 °С.

Однако полученные в результате тепловых испытаний на стенде данные по глубине охлаждения лопаток в ряде точек существенно отличаются от данных, полученных в условиях двигателя. Одна из причин – невозможность смоделировать на стенде ряд факторов, имеющих место на двигателе и влияющих на температурное состояние лопатки. В тоже время для испытаний на стенде характерны другие факторы, отражающиеся на результатах испытаний. Одним из таких факторов является некоторое отличие структуры течения газового потока, омывающего исследуемую лопатку на стенде из-за особенностей его конструкции условиям двигателя и, как следствие, перераспределение по профилю интенсивности теплоотдачи от газа.

Целью настоящей работы является исследование с помощью CFD-расчета структуры течения газа

в условиях стендовых испытаний и сравнение ее с течением газа в межлопаточном канале в условиях двигателя и оценка влияния этих различий на интенсивность теплоотдачи от газа.

1. Рабочий участок стенда тепловых испытаний

Для проведения тепловых испытаний исследуемая лопатка, препарированная термопарами и оснащенная камерой подвода охлаждающего воздуха, устанавливается в рабочий участок (РУ) стенда. Схема РУ для тепловых испытаний рабочих лопаток представлена на рис. 1.

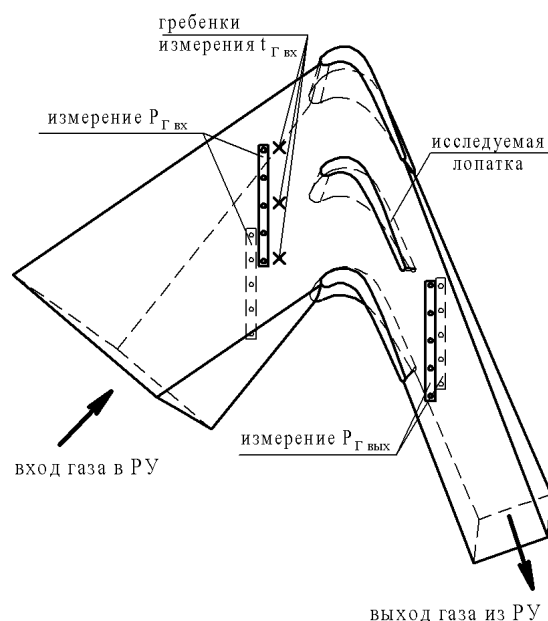


Рис. 1. Схема РУ для тепловых испытаний рабочих лопаток

РУ представляет собой несколько натурных лопаток, средняя из которых - исследуемая, с периферийной и корневой стенками, повторяющими очертания проточной части, и боковыми стенками, направленными в соответствии с углами натекания потока на лопатку и выхода потока из межлопаточного канала. Таким образом, РУ обеспечивает обтекание исследуемой лопатки потоком газа, максимально приближенное к условиям на двигателе. Кроме этого, РУ обеспечивает и измерение основных параметров газового потока, для чего в нем устанавливаются датчики давления греющего газа перед и за исследуемой лопаткой ($P_{Г\text{ вх}}$, $P_{Г\text{ вых}}$), температуры греющего газа перед исследуемой лопаткой ($t_{Г\text{ вх}}$). В камере подвода охлаждающего воздуха устанавливаются датчики температуры и давления. При этом стендовое оборудование обеспечивает измерение расходов греющего газа и охлаждающего воздуха. Эти измеряемые величины позволяют обеспечить необходимый режим течения газа и анализ получаемых результатов.

РУ в основном выполняются двухканальными и четырехканальными. Применение четырехканальных РУ обеспечивает меньшее влияние ограничивающих боковых стенок на обтекание исследуемой лопатки, чем в двухканальной. Однако в большинстве случаев реализация четырехканального РУ не представляется возможной. Это связано с трудностью обеспечения необходимого расхода горячего газа с соответствующими параметрами и невозможностью размещения такого РУ в испытательном отсеке стенда.

В настоящей работе исследуется структура течения газа в двухканальном РУ с целью изучения влияния ограничивающих боковых стенок на интенсивность теплоотдачи от греющего газа к профилю лопатки для возможности последующего его учета при обработке результатов тепловых испытаний.

Для выполнения данного исследования использовался РУ для испытаний рабочей лопатки первой

ступени двигателя ГТД-110, хорда профиля которой в среднем сечении составляет 112 мм, а высота пера лопатки – 145 мм. Реализация четырехканального РУ для этой лопатки крайне затруднительна.

2. Метод исследования

Для исследования структуры течения в РУ и анализа влияния боковых ограничивающих стенок на расходы воздуха в каналах и на интенсивность теплообмена от газа к профилю лопатки использовался CFD-метод, основанный на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, и реализованный в программном комплексе ANSYS-CFX, который был использован в настоящей работе.

Возможность применения пакетов CFD для определения коэффициентов теплоотдачи от газа к профилю лопатки исследовалась в ряде работ, среди которых можно отметить [1, 2]. В работах [3, 4] были сопоставлены результаты экспериментов с результатами расчетов на нескольких программных продуктах, в том числе и ANSYS-CFX, с применением различных моделей турбулентности. По результатам большинства исследований наиболее корректные результаты были получены с использованием SST модели турбулентности Ментера, которая и была использована для выполнения расчетов в рамках настоящей работы. Уравнения переноса кинетической энергии турбулентности (k) и удельной скорости диссипации (ω) в соответствии с [5] для данной модели можно записать как:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho U k) = \\ = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + G_k - Y_k; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla(\rho U \omega) = \\ = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega, \end{aligned} \quad (2)$$

где k – кинетическая энергии турбулентности и удельная скорость ее диссипации;

ω – удельная скорость диссипации;
 ρ, U – плотность и скорость потока;
 μ – коэффициент молекулярной вязкости;
 μ_t – коэффициент турбулентной вязкости;
 G_k, G_ω – производительность величин k и ω ;
 Y_k, Y_ω – диссипация величин k и ω ;
 D_ω – дополнительная поперечная диффузия ω .

Для выполнения CFD-расчетов с помощью программного комплекса ANSYS-ICEM были созданы тетраэдрические конечно-элементные сетки (КЭС) с призматическим подслоем. Создание КЭС моделей в рамках данной работы выполнялось с одинаковыми характерными размерами элементов, которые предварительно были определены с помощью тестовых расчетов, в процессе которых была выполнена оценка влияния качества сетки на расходную характеристику межлопаточного канала и распределение интенсивности теплообмена со стороны газа по профилю лопатки. При этом были выдержаны основные требования к КЭС, оговоренные для модели турбулентности SST [6].

3. Сравнение результатов CFD-расчета с экспериментальными данными

Для верификации выполняемых CFD-расчетов, была изготовлена модель РУ, позволяющая измерять распределение давления воздуха на периферийной и корневой стенках РУ перед и за исследуемой лопаткой, а также на периферийной стенке в районе «горла» обоих межлопаточных каналов. Схема расположения сечений измерения давления представлена на рис. 2. На полученной модели РУ были выполнены измерения давления воздуха в указанных сечениях при установленном расходе воздуха в условиях холодной продувки.

В соответствии с полученным на данных испытаниях расходом воздуха и давлением на входе в РУ был выполнен CFD-расчет течения. Для этого была создана расчетная модель РУ, КЭС которой пред-

ставляет собой примерно 2,1 млн. элементов, из которых 1,5 млн. элементов включает в себя призматический слой.

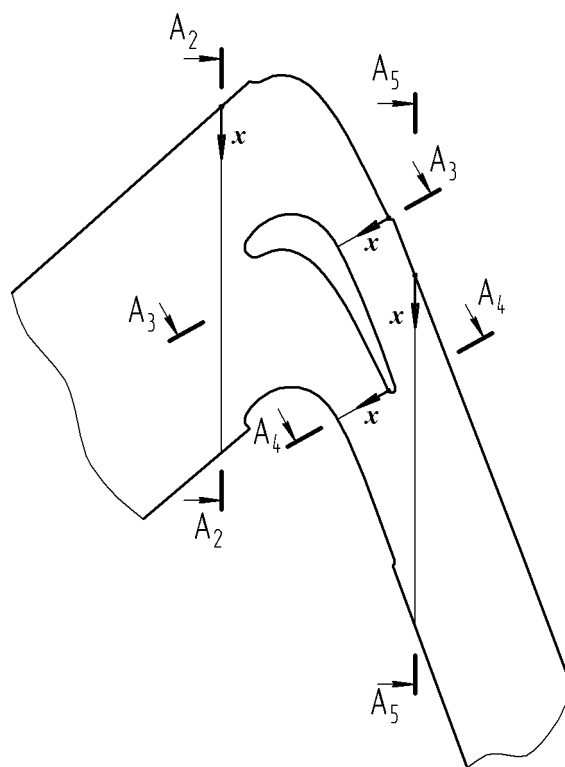


Рис. 2. Схема расположения сечений измерения давления в РУ

В качестве граничных условий к CFD-модели были приложены определенные при проведении эксперимента параметры: на входе в РУ – давление воздуха, а на выходе – расход воздуха.

На рисунке 3 представлено сравнение результатов измерения давлений воздуха при продувке модели РУ с результатами CFD расчета. При этом направление координаты x в соответствующем сечении, соответствует указанному на рис. 2.

Как видно из рис. 3, результаты CFD-расчета в большинстве точек соответствуют экспериментальным данным. При этом соответствует результатам измерения и характер рассчитанного распределения давления на стенках. На основании данного сравнения можно сделать вывод, что такой расчет позволяет с достаточной степенью точности проанализировать структуру течения в РУ.

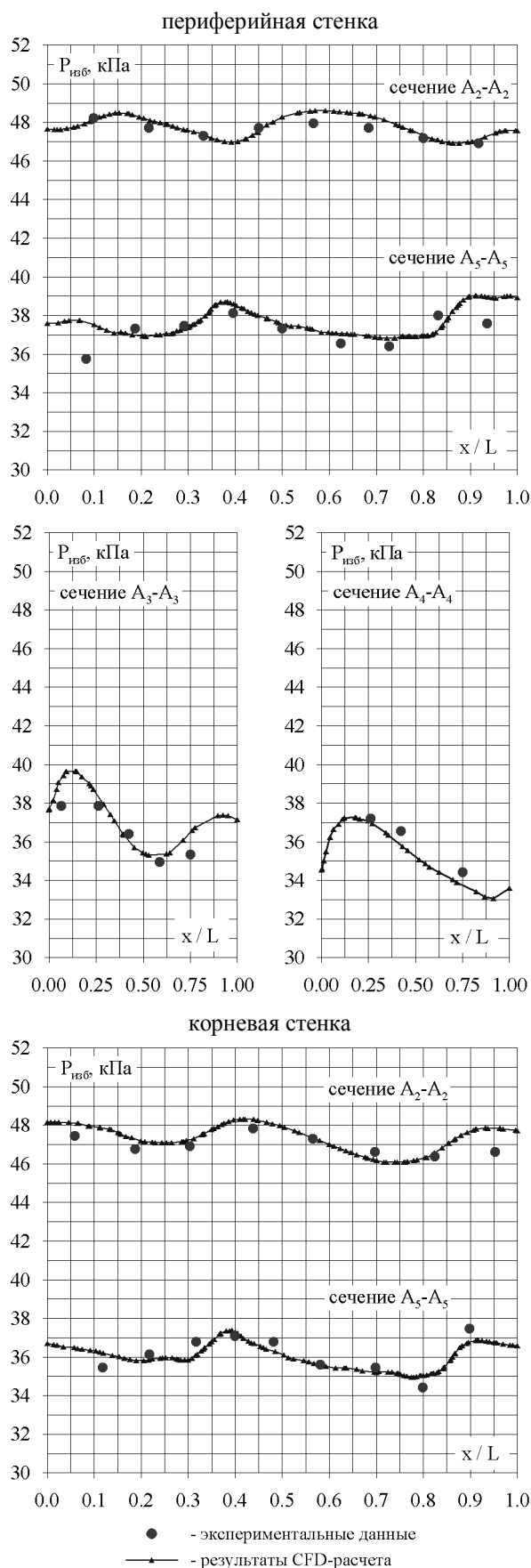


Рис. 3. Сравнение экспериментальных данных с результатами CFD расчета

4. Исследование течения при проведении тепловых испытаний

Для исследования структуры течения газа в РУ стенда тепловых испытаний охлаждаемых лопаток, созданная ранее CFD-модель РУ была отмасштабирована с учетом тепловых расширений. Это было выполнено для возможности напрямую использовать в качестве исходных данных результаты измерения параметров газа при проведении тепловых испытаний. Кроме этого дополнительно была создана CFD-модель одного межлопаточного канала с заданием условия периодичности на боковых стенках. Характеристики элементов КЭС данной CFD-модели соответствуют КЭС модели РУ. При этом за счет меньшего объема модели (один межлопаточный канал вместо двух) и уменьшения поверхности стенки новая КЭМ содержит 0,77 млн. элементов, из которых 0,49 млн. элементов включает в себя призматический слой.

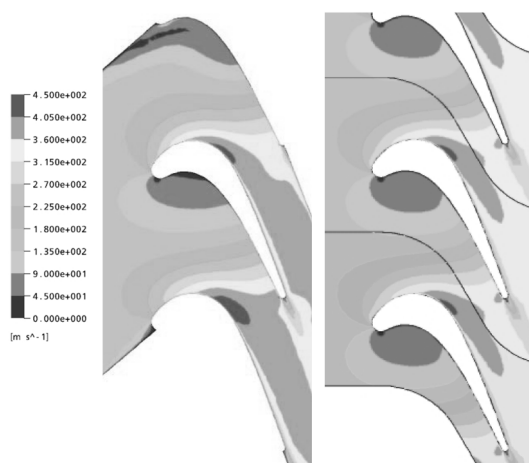
В качестве граничных условий для обоих расчетов использовались результаты измерения параметров газа при проведении тепловых испытаний РЛ первой ступени ГТД-110:

- давление воздуха перед исследуемой лопаткой 270 кПа;
- расход газа на один межлопаточный канал 1,145 кг/с.

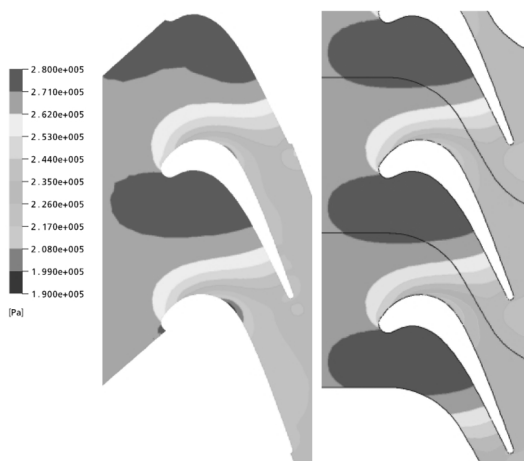
Полученные в результате расчетов, поля скоростей и давлений газа в условиях РУ и в условиях решетки профилей, в среднем сечении профиля представлены на рис. 4. Как видно из данного рисунка, со стороны спинки исследуемой лопатки в районе входной кромки лопатки, ограничивающей РУ, имеется застойная зона, которая незначительно влияет на поле скоростей вблизи исследуемой лопатки. В тоже время, в условиях РУ скорость потока со стороны спинки на участке от «горла» до выходной кромки несколько превышает соответствующие значения для условия решетки профилей.

При сравнении результатов расчета обоих вари-

антов было определено, что из-за влияния боковых ограничивающих стенок в РУ расход воздуха несколько перераспределится между каналами, и в канале со стороны спинки исследуемой лопатки составил 48,4 % от суммарного расхода воздуха через РУ, то есть в канале со стороны корыта расход газа оказался на 6,7 % больше, чем в канале со стороны спинки. При этом пропускная способность РУ оказалась на 4,2 % меньше, чем удвоенная пропускная способностью межлопаточного канала решетки профилей. В связи с этим, для сохранения расхода газа соотношение статических давлений газа перед и за исследуемой лопаткой в условиях РУ возрастает с 1,15 до 1,18.

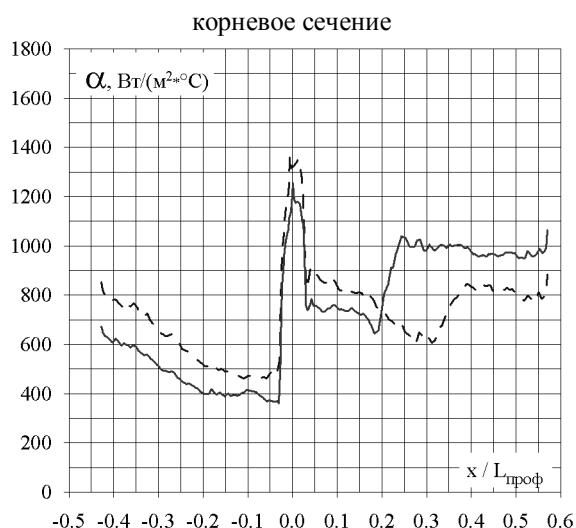
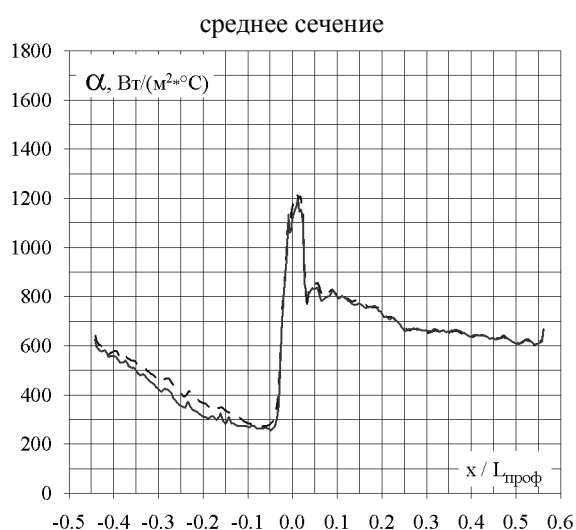
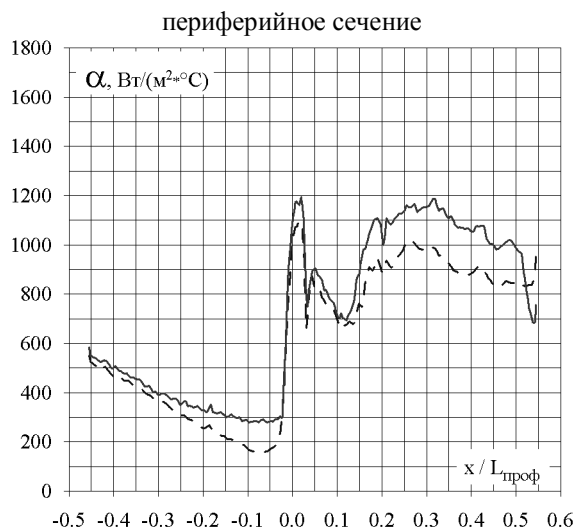


а – поле скоростей



б – поле давлений

Рис. 4. Поля скоростей и давлений в варианте расчета РУ (слева) и решетки профилей (справа) в среднем сечении



— в условиях РУ
-- в условиях решетки профилей

Рис. 5. Сравнение коэффициентов теплоотдачи от газа к профилю лопатки

На рис. 5 представлены распределения коэффициента теплоотдачи по профилю лопатки для трех сечений по высоте. Как видно из этих рисунков, указанное выше изменение структуры течения в РУ по сравнению с течением в решетке профилей в среднем сечении практически не отражается на распределении коэффициентов теплоотдачи по профилю лопатки.

Однако для корневого и периферийного сечений, коэффициенты теплоотдачи по профилю в условиях РУ заметно отличаются от условий решетки профилей. Кроме этого, происходит незначительный перекося поля скорости потока по высоте, что особенно отражается на интенсивности теплоотдачи на входной кромке. По всей вероятности это связано с конфигурацией РУ на входе, обеспечивающей переменные по высоте углы натекания потока.

Тем не менее, результаты данных исследований показали, что применение двухканального РУ при выполнении тепловых испытаний охлаждаемых лопаток на лабораторном стенде не приводит к существенной погрешности результатов испытаний, вызванных наличием ограничивающими боковыми стенками, в особенности в среднем сечении. Имеющиеся расхождения могут быть скомпенсированы введением поправок, которые могут быть определены из результатов данных испытаний

Заключение

1. Выполненные в объеме настоящей работы CFD-модели позволяют с достаточной степенью точности выполнять расчеты течения газа в канале РУ стенда тепловых испытаний и оценивать влияние тех или иных факторов на интенсивность теплоотдачи от газа к профилю лопатки.

2. Результаты исследования структуры течения в двухканальном РУ стенда тепловых испытаний и влияния ограничивающих боковых стенок РУ на интенсивность теплоотдачи позволяют более корректно выполнять обработку результатов данных

испытаний и повысить их достоверность.

3. В данной работе рассмотрен лишь один из факторов, вызывающий несоответствие глубины охлаждения лопатки в условиях стендовых испытаний и в условиях двигателя. Для исследования других факторов целесообразно выполнить продолжение данных исследований.

Литература

1. Поляков А.Ф., Ревизников Д.Л. Сопряженные теплообмен и газодинамика при проникающем пористом охлаждении передней кромки лопаток высокотемпературных газовых турбин. – М.:ОИВТ РАН, 2006. – 119 с.
2. Чепаскина С.М. Верификация трехмерной CFD-модели теплового состояния охлаждаемой лопатки ГТД в сопряженной постановке / П.Г. Круковский, Д.Д. Юрченко, А.С. Полубинский, В.А. Яцевский // Промышленная теплотехника. – 2005. – Т. 27, № 1. – С. 17-25.
3. Memic F., Ljungkrana L., Sundén B. Numerical simulations of heat transfer and fluid flow for a rotating high-pressure turbine // Proceedings of ASME Turbo Expo 2006, ASME, GT2006-90016.
4. Mansour M.L., Hosseini K.M., Liu J.S. and Goswami S. Assessment of the impact of laminar-turbulent transition on the accuracy of heat transfer coefficient prediction in high pressure turbines // Proceedings of ASME Turbo Expo 2006, ASME, GT2006-90273.
5. Turbulence and wall function theory // ANSYS CFX-Solver, Release 10.0: Theory, ANSYS. – P. 67-108.
6. Turbulence and near-wall modelling // ANSYS CFX-Solver, Release 10.0: Modelling, ANSYS. – P. 97-130.

Поступила в редакцию 30.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук В.Д. Борисенко, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев.

УДК 621.577

А.А. СИРОТА¹, Р.Н. РАДЧЕНКО², А.А. АНДРЕЕВ², Д.В. КОНОВАЛОВ²,
Н.И. РАДЧЕНКО²

¹Николаевский государственный гуманитарный университет им. Петра Могилы,
Украина

²Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

МЕТОДОЛОГИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩИХ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА СУДОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Приведены методологические основы рационального проектирования теплоиспользующих систем охлаждения циклового воздуха, обеспечивающего максимальное повышение эффективности двигателей.

вторичные энергоресурсы, утилизация теплоты, предварительное и промежуточное охлаждение воздуха, низкикипящее рабочее тело, теплоиспользующая холодильная машина

Анализ проблемы и постановка задачи исследования

Утилизация теплоты вторичных энергоресурсов (ВЭР) является одним из основных направлений повышения эффективности судовых энергетических установок (СЭУ), а с целью охлаждения циклового воздуха двигателей СЭУ – весьма перспективной его реализацией, предусматривающей производство холода в теплоиспользующих холодильных машинах (ТХМ) и обеспечивающей улучшение энергетических показателей самих двигателей и СЭУ в целом. Так, каждые 10 °С предварительного охлаждения наружного воздуха на входе ДВС обеспечивают повышение КПД на 0,5...0,7 % и мощности ДВС на 5...10 % [1, 2]. Глубокое промежуточное охлаждение воздуха нивелирует отрицательное влияние повышения температуры наружного воздуха.

Основу теплоиспользующих систем охлаждения воздуха (ТСОВ) двигателей составляют теплоиспользующие холодильные машины (ТХМ), в которых происходит трансформация теплоты ВЭР в холод. Абсорбционным холодильным машинам (АХМ) свойственны повышенные габариты (соответственно и аэродинамическое сопротивление), и их включение в газовый и воздушный тракты ДВС

или ГТД не всегда целесообразно. Конструктивной простотой и надежностью в эксплуатации отличаются эжекторные ТХМ, в которых функцию компрессора выполняет эжектор [3]. Включение таких ТХМ в СЭУ не приведет к заметному усложнению установки. Применение в ТХМ низкикипящих рабочих тел (НРТ) позволят утилизировать теплоту сравнительно низкого температурного уровня, недостаточного для традиционных пароводяных утилизационных котлов, что особенно важно при эксплуатации судовых двигателей на частичных режимах, когда температура их ВЭР существенно снижается.

Эжекторные ТХМ состоят из высокотемпературного – силового контура и низкотемпературного – холодильного. В силовом контуре теплота отводится от выпускных газов двигателей (возможно и сжатого воздуха – наддувочного воздуха ДВС или воздуха между компрессорными ступенями ГТД) в процессе испарения НРТ в генераторе парообразного НРТ (при высоком давлении и соответственно температуре кипения $t_e = 80...120$ °С). В холодильном контуре теплота отводится от охлаждаемого циклового воздуха двигателей (воздуха на входе двигателя, а в случае глубокого промежуточного

охлаждения – наддувочного воздуха ДВС или воздуха между компрессорными ступенями ГТД) в испарителе НРТ низкого давления при температуре кипения $t_0 = 0...10$ °С. Энергия парообразного НРТ высокого давления используется в эжекторе для повышения давления НРТ, поступающего из испарителя НРТ низкого давления холодильного контура.

Целью исследования является разработка методологии рационального проектирования теплоиспользующих систем охлаждения циклового воздуха судовых ДВС и ГТД, обеспечивающей максимальное повышение эффективности двигателей.

Основные положения и рекомендации по проектированию теплоиспользующих систем охлаждения циклового воздуха судовых двигателей

Поскольку в ТСОВ теплота, отводимая от ВЭР, используется для производства холода, который, в свою очередь, – для охлаждения циклового воздуха двигателей, то при проектировании ТСОВ необходимо определить прежде всего оптимальные параметры НРТ и соответствующие параметры выпускных газов и сжатого воздуха, которые обеспечивали бы максимальное приращение показателей двигателей за счет предварительного и промежуточного охлаждения воздуха. Эта задача решается на первом этапе проектирования ТСОВ.

Уже на этом этапе предварительно определяются варианты схемных решений ТСОВ, поскольку в зависимости от температуры наружного воздуха на входе двигателя (соответственно и температуры кипения t_0 в испарителе НРТ) происходит распределение произведенного холода между воздухом на входе двигателя и сжатым воздухом, т.е. решается вопрос выполнения испарителя – охладителя воздуха в виде одного аппарата, установленного на входе двигателя, или двух с функционированием второго аппарата в качестве промежуточного охладителя воздуха между компрессорными ступенями. Второй вариант определяет необходимость определения оптимальных

параметров промежуточного охлаждения воздуха между компрессорными ступенями, которые обеспечивали бы максимальное приращение показателей двигателей (второй этап проектирования ТСОВ). Эти параметры являются исходными для проектирования испарителя–промежуточного охладителя воздуха.

Третьим, завершающим, этапом методологии проектирования ТСОВ является оптимальное проектирование основных элементов ТСОВ, в которых происходит трансформация теплоты ВЭР в холод и реализация произведенного холода путем охлаждения циклового воздуха двигателей. Это теплообменники с фазовым переходом НРТ: генератор парообразного НРТ высокого давления и испаритель НРТ низкого давления – охладитель циклового воздуха двигателей.

Особенностью ТСОВ на базе эжекторных ТХМ (в отличие от пароконпрессорных машин с механическим компрессором) является небольшая степень сжатия паров НРТ, подаваемых из испарителя в конденсатор, соответственно и разность температур конденсации и кипения в испарителе. Поэтому разности температур в испарителе между охлаждаемым воздухом и кипящим НРТ существенно сказываются на энергетической эффективности ТСОВ (тепловых коэффициентах ζ ТХМ). В случае использования теплоты выпускных газов с относительно низкой температурой (например, выхлопных газов после утилизационного пароводяного котла) это относится также и к генераторам парообразного НРТ высокого давления. Таким образом, рациональное проектирование генератора и испарителя (третий этап) является необходимым условием создания высокоэффективных, с минимальными энергетическими потерями, ТСОВ. Окончательный выбор наиболее эффективных схемных решений ТСОВ производится путем их сравнения по приращению показателей двигателя с учетом конкретных условий эксплуатации (температуры выпускных газов и циклового воздуха).

Эффективность ТСОВ на базе эжекторных ТХМ

тем больше, чем выше температура подвода теплоты к НРТ высокого давления в генераторе, т.е. температура выпускных газов после генератора. В то же время, недоиспользование теплового потенциала выпускных газов, имеющее место при высоких их температурах после генератора, наоборот, сокращает эффект от утилизации ВЭР. Таким образом, необходимо решать вопрос, что обеспечивает достижение максимального эффекта – глубокая утилизация ВЭР при недостаточно высокой эффективности ТХМ или же максимально эффективная работа собственно ТХМ в ущерб глубине утилизации ВЭР. Очевидно, что задача эта оптимизационная, и ее решением будет такое значение температуры кипения НРТ в генераторе t_r , которое обеспечивает максимальные удельную холодопроизводительность $\bar{q}_0$, соответственно отвод теплоты от воздуха в ис-

парителе ТХМ и, как следствие, приращение мощности и КПД двигателя [4].

Подтверждением того, что именно противоположный характер изменения удельного (приходящегося на единичный расход газов) теплоотвода $\bar{q}_2$ от выпускных газов в генераторе и теплового коэффициента ζ (характеризующего эффективность ТХМ) в зависимости от температуры кипения НРТ в генераторе t_r является причиной существования максимума удельного (отнесенного к расходу воздуха) количества теплоты $\bar{q}_0$, отведенной в испарителе НРТ от воздуха (удельной холодопроизводительности ТХМ), есть представленные на рис. 1, а графики: с повышением t_r величина $\bar{q}_2$ снижается, а ζ возрастает. В качестве НРТ использован хладон R142b.

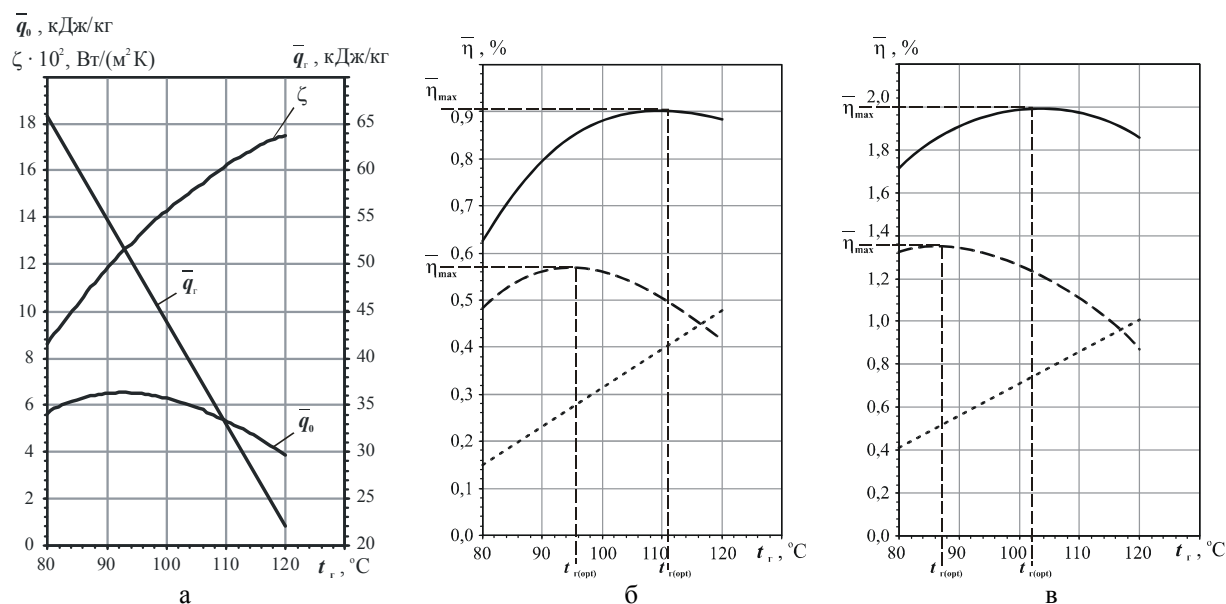


Рис. 1. Удельные тепловые нагрузки на генератор $\bar{q}_2$ и испаритель $\bar{q}_0$, тепловые коэффициенты ζ ТХМ

(а) и приращения КПД двигателя $\bar{\eta}$ (б и в) в зависимости от температуры кипения НРТ в генераторе t_r при температурах уходящих газов перед генератором $t_{z1} = 180^\circ\text{C}$ и кипения НРТ в испарителе t_0 :

а – $t_0 = 0^\circ\text{C}$; б – $t_0 = 0^\circ\text{C}$; в – $t_0 = 10^\circ\text{C}$; — — за счет отвода теплоты генератором в целом;
 - - - - испарительной секцией генератора; ····· — экономайзерной секцией

Максимальному значению $\bar{q}_0$ соответствует максимальное приращение КПД двигателя $\bar{\eta}$ (рис. 1, б и в). При температуре уходящих газов перед генератором $t_{z1} = 250^\circ\text{C}$ приращение КПД гораздо выше и составляет 2...4 %. Следует отметить,

что вынесение экономайзерной секции генератора ТХМ из газохода двигателя на линию сжатого воздуха (наддувочного воздуха ДВС или воздуха между компрессорными ступенями ГТД) обеспечивает в 1,5 – 2 раза большие холодопроизводительность $\bar{q}_0$

и соответственно приращение КПД двигателя по сравнению с ее расположением в газоходе. При этом образуется избыток холодопроизводительности, который целесообразно использовать для глубокого промежуточного охлаждения воздуха.

Поэтому на втором этапе проектирования ТСОВ определяют рациональные параметры промежуточного охлаждения, которые являются исходными данными для проектирования испарителей–

промежуточных охладителей воздуха. Результаты расчетов в виде зависимости отношения $N_{ПО}/N$ мощностей двухступенчатого наддувочного турбокомпрессора ДВС с промощением $N_{ПО}$ и базового компрессора без промощения N при температурах сжатого воздуха после промежуточного охладителя (ПО) $t_{ПО2} = 20, 40, 60$ и 80 °С и наружного воздуха на входе в компрессор $t_{вх} = 20$ °С приведены на рис. 2, а.

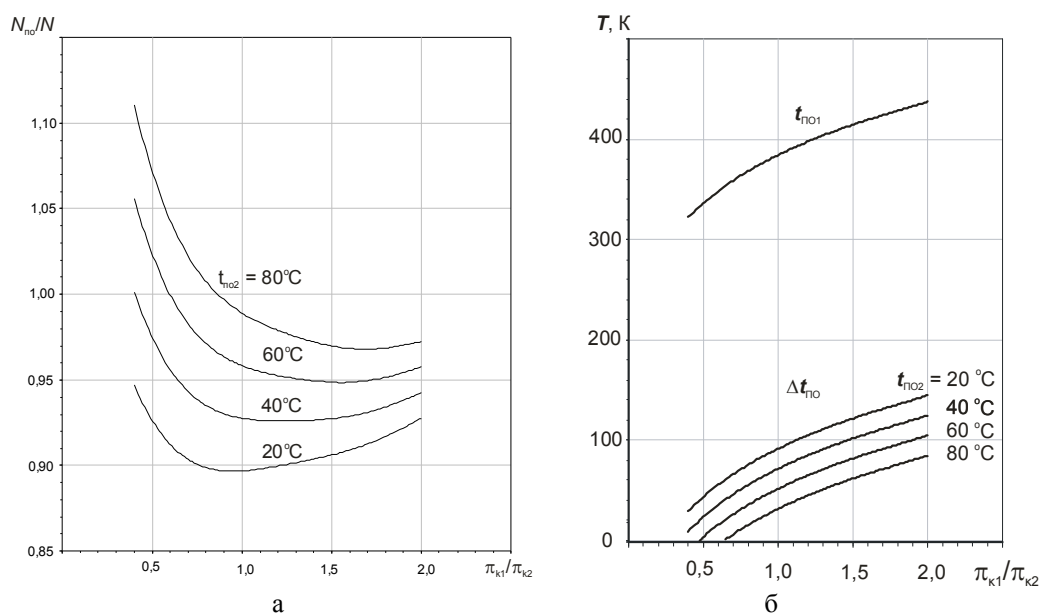


Рис. 2. Зависимости отношения мощностей $N_{ПО}/N$ компрессоров (а), температуры $t_{ПО1}$ воздуха на входе в ПО и разности температур $\Delta t_{ПО}$ воздуха в ПО (б) от отношения степеней сжатия $\pi_{к1}/\pi_{к2}$ компрессорных ступеней при температуре наружного воздуха на входе $t_{вх} = 20$ °С

Как видно из рис. 2, а, для ДВС с промежуточным охлаждением существует оптимальная величина отношения степеней сжатия $\pi_{к1}/\pi_{к2}$, которая обеспечивает максимальное сокращение затрат мощности наддувочного агрегата и находится в диапазоне 0,8...1,5, причем с уменьшением $t_{ПО2}$ (увеличением глубины охлаждения) экстремумы снижаются и смещаются в сторону меньших величин $\pi_{к1}/\pi_{к2}$. Наибольшее сокращение мощности (10 %) достигается при глубоком охлаждении сжатого воздуха до $t_{ПО2} = 20$ °С. В этом случае тепловой потенциал наддувочного воздуха с повышенной температурой используется в экономайзерной секции генератора ТХМ (испарительная секция генератора установлена в газоходе ДВС), а последующее глубо-

кое охлаждение наддувочного воздуха до температуры $t_{ПО2} = 20$ °С осуществляется в испарителе ТХМ.

Таким образом, рациональную компоновку ТСОВ на базе ТХМ (место включения генератора и испарителя ТХМ в газоздушный тракт ДВС) следует осуществлять, исходя из оптимального отношения степеней повышения давления $\pi_{к1}/\pi_{к2}$, обеспечивающего максимальное сокращение мощности, потребляемой наддувочным агрегатом.

Перепады температур в ПО по воздуху $\Delta t_{ПО} = t_{ПО1} - t_{ПО2}$ и температура $t_{ПО1}$ сжатого воздуха на входе в ПО (после компрессора первой ступени), которые необходимо знать при проектировании теплообменников ТХМ (генератора паров НРТ высокого давления и испарителя НРТ низкого давления),

приведены на рис. 2, б. Аналогичные результаты расчетов в виде зависимости относительных КПД $\overline{КПД}$ и мощности $\overline{N}$ ГТД при температурах воздуха за ПО $t_{62} = 20, 50$ и 80 °С и наружного воздуха 20 °С приведены на рис. 3.

Считаем, что ПО установлен между компрессорами низкого давления (КНД) и высокого давления (КВД). За базовый вариант принят двигатель без промежуточного охлаждения при температуре наружного воздуха на входе КНД 20 °С. При $\pi_{к1} = 1$

промежуточное охлаждение отсутствует и ГТД превращается в базовый вариант.

Из рис. 3 видно, что зависимости $\overline{КПД} = f(L)$ имеют четко выраженный экстремум, которому соответствует оптимальное значение параметра $L = \pi_{к1}/\pi_{к2}$, находящееся в диапазоне $0,1 \dots 0,2$, т.е. в случае промежуточного охлаждения целесообразно применение бустерного компрессора с незначительной степенью повышения давления $\pi_{к1} = 1,5 \dots 2,0$.

С понижением температуры t_{62} воздуха за ПО

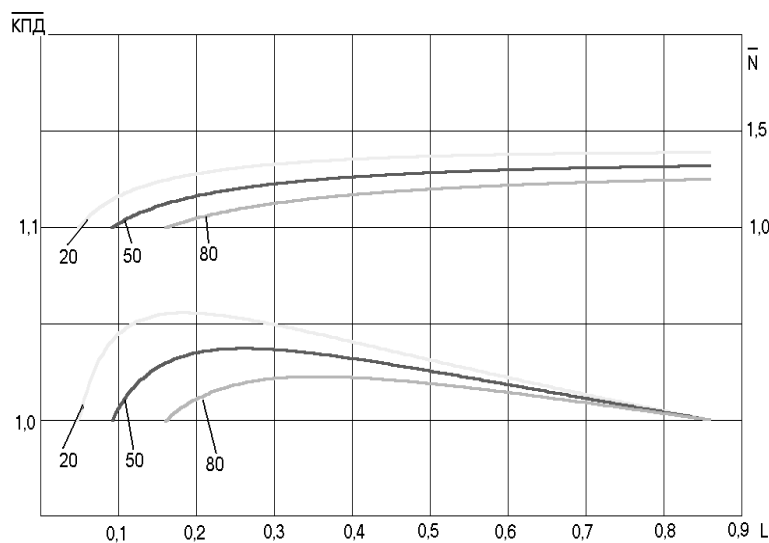


Рис. 3. Зависимость относительных КПД $\overline{КПД}$ (нижние кривые) и мощности $\overline{N}$ (верхние кривые) от $L = \pi_{к1}/\pi_{к2}$ при температурах воздуха за ПО $t_{62} = 20, 50$ и 80 °С и наружного воздуха 20 °С

максимумы $\overline{КПД}$ возрастают (от 2,5 до 6,0 %), становятся более резко выраженными и смещаются в сторону меньших L . Но даже при повышенных температурах воздуха t_{62} за ПО, например, когда в качестве ПО используется экономайзерная секция генератора ТХМ, испарительная секция которого установлена в газопусковом тракте, эффект от применения промощаждения весьма заметный: около 3 %.

При этом мощность ГТД становится достаточно стабильной и мало зависящей от температуры t_n наружного воздуха на входе в ГТД (рис. 4).

Температуры сжатого воздуха на входе в ПО $t_{61} = t_{х.вх.}$, соответствующие $\pi_{к1} = 1,5 \dots 2,0$, являются исходными данными при проектировании экономайзерной секции генератора, а воздуха после нее – испарителя-промохладителя на завершающем этапе методологии рационального проектирования ТСОВ, а также при выборе их рациональных вариантов.

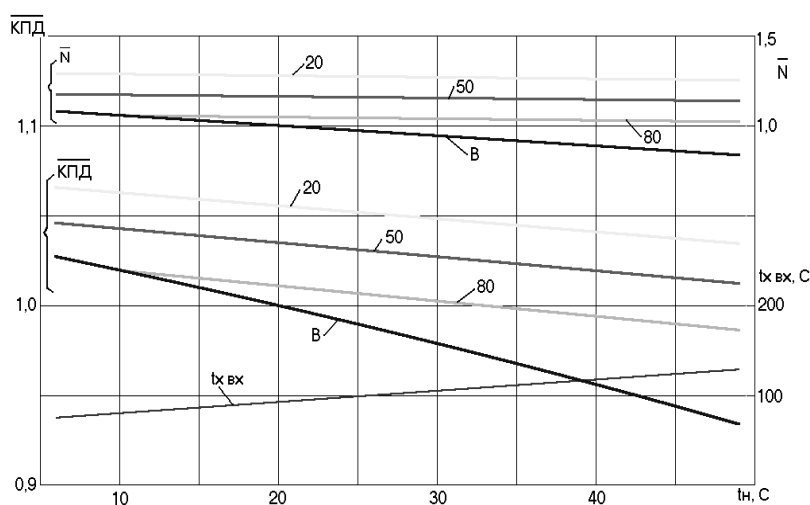


Рис. 4. Зависимость относительных КПД $\overline{КПД}$, мощности $\overline{N}$ и температуры воздуха на входе в ПО $t_{61} = t_{х.вх.}$ от температуры наружного воздуха t_n при оптимальном отношении $L = \pi_{к1}/\pi_{к2} = 0,2$; $\pi_{к} = \pi_{к1} \cdot \pi_{к2} = 20$ и температурах воздуха за ПО $t_{62} = 20, 50$ и 80 °С: В – без промощаждения

Целью рационального проектирования теплообменников с кипением НРТ в каналах является определение таких их режимных и конструктивных параметров, и прежде всего, массовой скорости ρw кипящего НРТ, длины L каналов и их числа n , которые обеспечивали бы максимальные плотности тепловых потоков $q_{\max}$ и, соответственно, минимальные энергетические потери в силовом (генератор пара НРТ высокого давления) и холодильном (испаритель НРТ низкого давления) контурах ТХМ от внешней необратимости, обусловленные конечными разностями температур θ между участвующими в теплопередаче средами, зависящими, в свою очередь, от интенсивности теплопередачи k и гидравлического сопротивления ΔP двухфазного потока.

Соответствующие параметры ТО принято считать оптимальными: $(\rho w)_{\text{opt}}$, L_{opt} , n_{opt} .

При этом поверхность теплообмена будет минимальной $F_{\min}$.

Зависимость плотности теплового потока q от коэффициента теплопередачи k и температурного напора θ между участвующими в теплообмене средами ($q = k\theta$), а θ , в свою очередь, – от падения температуры кипения, обусловленного гидравлическим сопротивлением двухфазного потока ΔP , и, в конечном счете, зависимость обоих параметров k и θ от массовой скорости ρw кипящего НРТ ставит перед проектантами задачу нахождения оптимальной массовой скорости НРТ $(\rho w)_{\text{opt}}$, которая обеспечивает $q_{\max}$.

На рис. 5 представлены зависимости коэффициентов теплоотдачи α_a и теплопередачи k , температурного напора θ , гидравлического сопротивления ΔP и плотности теплового потока q от массовой скорости ρw хладона R142В в генераторе пара при следующих условиях: степень оребрения $\beta = 7$; внутренний диаметр трубок $d_{\text{вн}} = 0,016$ м; температура газов на входе $t_{z1} = 250$ °С и выходе $t_{z2} = 160$ °С, кипения $t_0 = 80$ °С.

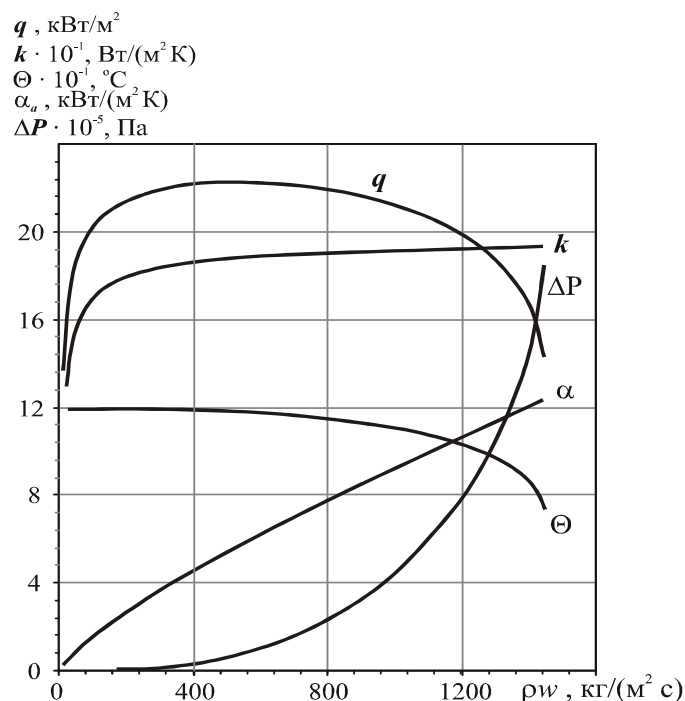


Рис. 5. Зависимости коэффициентов теплоотдачи α_a и теплопередачи k , температурного напора θ , гидравлического сопротивления ΔP и плотности теплового потока q от массовой скорости ρw хладона R142В в генераторе пара:
 $t_{z1} = 250$ °С; $t_{z2} = 160$ °С; $\beta = 7$; $d_{\text{вн}} = 0,016$ м; $t_0 = 80$ °С

Как видно, существование максимума плотности теплового потока q вытекает из влияния массовой скорости rw на коэффициент теплопередачи k и температурный напор θ , причем это влияние сказывается на q противоположным образом: если с увеличением rw коэффициенты теплоотдачи при кипении α_a и теплопередачи k возрастают, то увеличение гидравлического сопротивления ΔP , наоборот, приводит к падению температуры кипения Δt_0 и, как следствие, температурного напора θ . Пологий характер зависимости $q = f(rw)$ после $(rw)_{opt}$ свидетельствует о том, что массовая скорость должна быть выше $(rw)_{opt}$, чтобы не вызывать заметного снижения q , которое имело бы место при $rw < (rw)_{opt}$.

В результате расчетов установлено, что применение тригенерационной системы промежуточного охлаждения на базе эжекторной холодильной машины, использующей теплоту наддувочного воздуха с температурой 220...240 °С, позволяет снизить его температуру примерно на 30 °С ниже, чем это возможно в случае охлаждения заборной водой, и увеличить за счет этого КПД ДВС на 2...3 %.

Выводы

1. Разработана методология рационального проектирования систем охлаждения циклового воздуха двигателей на основе ТХМ, которая включает три этапа: на первом – определяются оптимальные параметры НРТ и ВЭР; на втором – параметры промежуточного охлаждения воздуха двигателей; на третьем – производится рациональное проектирование теплообменников с фазовым переходом НРТ, обеспечивающее минимальные энергетические потери в ТХМ, обусловленные разностями температур в теплообменных аппаратах.

2. При пониженных температурах t_{r1} источников ВЭР (на частичных режимах эксплуатации двигателей СЭУ; в случае применения пароводяных утиль-

котлов или других способов утилизации теплоты уходящих газов двигателей, например, с турбиной перерасширения на выхлопе) требования по рациональному проектированию ТСОВ весьма жесткие, что подтверждается резко выраженным экстремальным характером зависимости удельной холодопроизводительности от температуры кипения НРТ в генераторе: $\bar{q}_0 = f(t_0)$.

3. Определены рациональные параметры промежуточного охлаждения наддувочного воздуха ДВС.

4. Установлено, что применение ТСОВ позволяет повысить КПД ДВС и ГТД на 2...4 % и более.

Литература

1. Абоleshкин С.Е., Балыхин Ю.В. Экспериментальная проверка стабильности интегрального показателя технического состояния главного судового двигателя // Судовые энергетические установки: Научн.-техн. сб. – Одесса: ОНМА, 2004. – Вып. 11. – С. 132-139.
2. Колпакчи Э.М., Кохановский А.И. Особенности технической эксплуатации судовой энергетической установки пассажирского судна, работающего в условиях стесненного фарватера // Судовые энергетические установки: Научн.-техн. сб. – Одесса: ОНМА, 2004. – Вып. 11. – С. 23-33.
3. Захаров В.Ю. Судовые установки кондиционирования воздуха и холодильные машины. – СПб.: Судостроение, 1994. – 504 с.
4. Радченко Р.Н. Кондиционирование воздуха на входе двигателей // Техногенна безпека: Наукові праці МДГУ ім. П.Могили. – Миколаїв: МДГУ.– 2007. – Т. 73, Вип. 60. – С. 109-115.

Поступила в редакцию 25.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Г. Ивановский, Одесский национальный морской университет, Одесса.

УДК 53.02: 53.043: 53.044: 53.072

Я.А. КУМЧЕНКО*Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина***ОСНОВНОЙ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЙ ПРИНЦИП ФИЗИКОХИМИИ ПОЛУЧЕНИЯ НЕСТАНДАРТНЫХ ТОПЛИВ И ЕГО ОСНОВОПОЛАГАЮЩАЯ РОЛЬ ПРИ АНАЛИЗЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭТИХ ПРОЦЕССОВ. РЕЗОНАТОРНО-РЕЗОНАНСНАЯ КОНЦЕПЦИЯ «КАШТУЛ»**

Впервые, опираясь на предложенную рабочую модель, на конкретных примерах предложено основное правило физикохимии получения нестандартных топлив, при помощи которого можно анализировать энергетическую эффективность этих процессов.

пространственно-временной фактор, получение топлив различных классов, анализ энергетической эффективности

Введение

Известно, что общий коэффициент эффективно-го использования энергогенерирующей установки состоит из следующих составляющих – эффективности получения топлив (особенно нетрадиционных на основе водорода или конверсии метана), эффективностей их хранения и доставки к потребителю, а также коэффициента полезного действия самой энергоустановки (ДВС, ЖРД, плазменный двигатель, солнечные элементы и т.д.). В первую очередь нас здесь будут интересовать вопросы энергетической эффективности **получения новых видов топлив** при деструкции энергоаккумулирующих веществ на основе водорода, фтора в режиме резонанса, а также фотосинтеза нетрадиционных топлив.

Все научные построения автора основываются на предложенной им резонаторной модели силовых взаимодействий для макро- и микромира.

1. Рабочая модель

Авторами данной работы [1 – 12] предложена резонаторно-резонансная модель силовых взаимодействий, которая в зависимости от масштабных уровней носит иерархический характер. При этом **опорными экспериментами**, носящими первичный

(пионерский) характер, были тщательные опыты П.Н.Лебедева с резонаторами различной природы (акустические, гидродинамические и электромагнитные) и исследования М.И. Карновского по определению режимов работы акустических резонаторов. Результаты фундаментальных работ этих авторов показали, что акустические, гидродинамические и электромагнитные резонаторы при обмене волновой энергией носят **абсолютно одинаковый характер**. В связи с этим автор данной работы считает абсолютно обоснованным перенос всех результатов опытов П.Н. Лебедева и М.И. Карновского на макроуровень (гравитация, акустическая коагуляция и т.д.) и микроуровень (деструкция молекул, фотолиз, радиолит и т.д.) Учитывая изложенное, предложенная автором резонаторно-резонансная модель силовых взаимодействий иерархического характера для всех масштабных уровней состоит из следующих положений:

1. Силовое взаимодействие различных масштабных уровней носит волновой характер между резонаторами как агентами обмена волновой энергией. При этом, как показал в своих исследованиях Н.Е. Жуковский, безразлично, будут ли обмениваться своей энергией резонаторы непосредственно или же когда они взаимодействуют между собой, нахо-

дятся в соответствующем волновом поле наведения.

2. Масштабные уровни определяются характерной длиной волны соответствующего резонатора.

3. При обмене именно волновой энергией между возбужденным (наведенным) источником колебаний и его потребителем формируется так называемая кривая потенциальной энергии с характерной ямой [6].

4. При различных режимах работы резонаторов наблюдаются и различные режимы силовых взаимодействий:

4а. Усиление колебаний приводит к отталкиванию между волновыми агентами (резонаторами) обмена энергией ((рис. 1) [6]).

4б. Ослабление колебаний приводит к притяжению между ними ((рис. 1) [6]).

4в. При резонансе взаимодействие между атомами или молекулами для микроуровня отсутствует ((рис. 1) [6]).

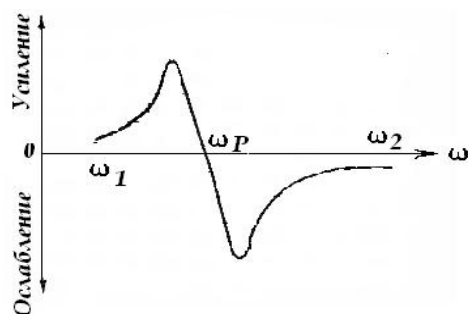


Рис. 1. Кривая силовых взаимодействий двух резонаторов в области ω

Отсюда выводы [11]: при отходе от резонанса влево (рис. 1), происходит нарушение целостности материала, его деструкция. Это и оправдывает название: работ автора «Резонаторная природа разрушения (деструкции) энергоаккумулирующих веществ».

При отходе от резонанса вправо (рис. 1) имеет место синтез, например, химических элементов для микромира или акустическая коагуляция для макромира.

В связи с тем, что процессы разрушения массивных тел, акустической коагуляции, деструкции хи-

мических веществ, их синтеза требуют для своего протекания времен, отличающихся между собой на многие порядки по величине, автор, опираясь на рабочую модель, предлагает рассматривать их энергетическую эффективность не только в пространстве, но и во времени (философский аспект вопроса).

2. Постановка задачи и ее решение

В настоящее время общепринятым параметром, по которому судят об энергетической эффективности организуемого процесса, есть коэффициент полезного действия

$$\eta = \frac{A_n}{A_\Sigma}, \quad (1)$$

где $A_n = A_\Sigma - A_{\text{потерь}}$; A_Σ — подведенная энергия; $A_{\text{потерь}}$ — потерянная, непродуктивно рассеянная вблизи того пространственно локализованного рабочего участка, куда и внедряется подведенная энергия для производства полезной работы — разрушения твердой породы вибратором, коагуляции вредных взвесей в воздухе, деструкции молекул и атомов, а также при синтезе новых материалов в физической химии при протекании соответствующих реакций в подходящих для этого условиях. Наиболее подходящими условиями будут те из них, которые предполагают минимальные потери подведенной энергии для реализации в энергоустановках всех иерархических уровней.

В связи с тем, что любой физический процесс протекает как в пространстве, так и во времени (философский аспект), то и к.п.д. энергоустановок также зависит от координат x, y, z и времени t , т.е. $\eta(x, y, z, t)$.

Покажем на конкретных примерах, что максимальный к.п.д. энергоустановок достигается тогда и только тогда, когда пространственно-временной фактор соответствует резонансному режиму организуемых процессов — разрушение твердых материалов, коагуляция аэрозолей, а также (что нас больше

всего интересует) получение нетрадиционных видов топлив, особенно водорода, фтора и конверсии метана.

2.1. Механическое разрушение. Общеизвестно, что при ультразвуковом облучении твердых материалов их механическая прочность уменьшается. К очевидному примеру, относящемуся к рассматриваемому здесь вопросу, можно отнести случай с нагружением плиты перекрытия. Если ее нагрузить пятитонным грузом, то прогиб плиты можно и не заметить. Однако, если проследить работу вибратора (отбойного молотка с рабочим органом в 1000 раз меньшего веса (5 кг), то мы отметим, что плиту можно **легко** разрушить. Опираясь на предложенную автором рабочую модель силового взаимодействия, факт разрушения плиты малым весом (мягкий режим) можно объяснить резонансным пространственно-временным фактором. Т.е. вибратор в окрестности рабочего органа в диапазоне резонансной длины волны (локализованное приложение волновой энергии) ослабляет прочность материала вплоть до его разрушения.

2.2. Акустическая коагуляция и деструкция. Аналогом синтеза молекул и их деструкции на макроуровне есть показательный опыт с ультразвуком Андраде [6].

На рис. 2 показаны стеклянные и пробковые шары, подвешенные на нитях в воде. При наличии звукового поля шары притягиваются или отталкиваются.

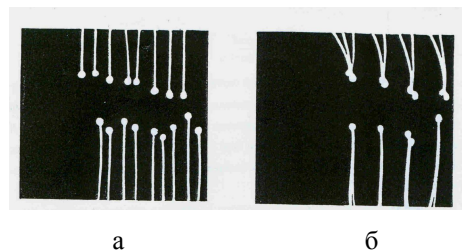


Рис. 2. Шары:
а — без звукового поля,
б — при наличии поля

Т.е. энергия волнового поля экономно расходуется в пространстве, размеры которого определяют длиной волны источника звука.

2.3. Фотодеструкция при быстрых химических реакциях. При быстрых воздействиях на вещество происходит гетерогенная реакция разложения молекулы энергоаккумулирующих веществ с получением, например, водорода как рабочего тела как наземных, так и космических энергоустановок. В отличие от гомогенных реакций воздействие внешнего источника происходит только в области электронного полевого пространства. Экономия энергии происходит за счет того, что отсутствует нагрев всего реагирующего объема (холодная деструкция). Протекание химических реакций при этом не подчиняется закону Аррениуса. Начало изучения физики процесса фотодеструкции приписывается Франку, которым в 1949 году был предложен так называемый безизлучательный переход между двумя электронными состояниями при внешнем импульсном нагружении. Напомним, что согласно общепринятой на тот момент парадигме такой переход обязательно должен был сопровождаться излучением энергии.

Однако как указывалось нами ранее [2, 3, 4, 12], Шредингер еще в 1926 году (на 23 года раньше Франка) в своих четырех **незамеченных** работах предлагал рассматривать электроны в атоме как набор многих стационарных состояний (рис. 3).

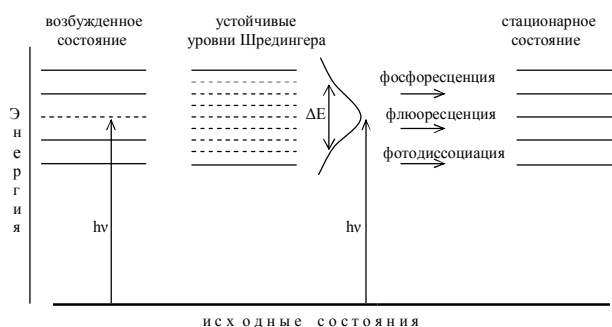


Рис. 3. Диаграмма Шредингера – КАШТУЛ.
Аналог диаграммы Яблонского

В нормальном состоянии этих орбит может и не быть. При динамическом (быстром) воздействии на молекулу эти дополнительные стационарные состояния реализуются в виде стоячих волн, в которых

и запасается энергия внешнего источника. Подчеркнем, что именно наличие стоячих волн объясняет явление безизлучательности. Для того чтобы использовать энергию стационарных состояний Шредингера, нужен второй импульс, который нарушает состояние безизлучательности. При фотодеструкции эта энергия идет на увеличение межъядерных расстояний. Другими словами [12], кинетическая энергия внешнего импульсного источника энергии переходит в потенциальную энергию стационарных состояний Шредингера (рис. 2), которые Франк **бездоказательно** назвал безизлучательными состояниями. При втором импульсе ее запасенная в зонах Шредингера потенциальная энергия переходит в кинетическую, раздвигая ядра молекул при фотодеструкции с получением химически активных веществ – водорода, фтора и т.д. [6, 9, 12].

2.4. Фотосинтез. Как отмечалось ранее, в случаях, когда внешнее волновое поле имеет частоту большую, чем резонансная (рис. 1), атомы (молекулы) как резонаторы-агенты обмена волновой энергией будут притягиваться между собой, образуя новое химическое вещество. Наиболее наглядным примером резонаторно-резонансного фотосинтеза является процесс образования однокомпонентного топлива гидразина из молекул аммиака [6, 12] при соответствующем облучении. Отметим, что процесс получения гидразина проходит при нормальной температуре.

В настоящее время автор со своими сотрудниками занимается фотосинтезом нетрадиционных топлив, получаемых при конверсии углеводов в условиях холодного облучения на соответствующих частотах.

Отметим здесь, что в последнее время внимание исследователей привлекает возможность применения продуктов газификации растительной биомассы для получения ценных химических соединений. Например, в работе [13] показана его принципиальная возможность с получением **жидких** углеводов.

Для проведения этого процесса были использованы Со – катализаторы.

2.5. Холодный фотоядерный синтез. В работах [9, 11] автор высказал предположение, что абсолютно все химические реакции имеют гетерогенный фото-радиолизный характер. Слово гетерогенный указывает на то, что внешнее волновое поле действует только на полевое силовое пространство, не влияя на тяжелые ядра при быстром внедрении (поглощении) волновой энергии. Например, при облучении атомов брома и йода соответствующей частотой внешнего источника образуется молекула AgBr. Другими словами, при холодном облучении внешним источником соответствующей длины волны и частоты (фактор времени) происходит синтез (получение) нового вещества.

В последнее время все чаще появляются сообщения о холодном ядерном синтезе. Автор уверен в том, что если это подтвердится, то он (холодный ядерный синтез) происходит только в рамках резонаторно-резонансной модели согласно концепции «КАШТУЛ».

3. Обобщение результатов

Из приведенного выше вытекает, что для получения нетрадиционных топлив, следует учитывать пространственно-временной фактор для резонаторно-резонансной модели, предложенной автором.

Очевидно, что для любого процесса необходимо **свое** время протекания, которое характеризуется частотой волнового поля, и свой пространственный параметр, характеризующийся длиной волны. Величина длины волны характеризует локализацию ввода волнового поля, носящую гетерогенный характер [11]. Особо хочется отметить, что для протекания рассмотренных выше процессов, характерной является не подведенная работа, а мощность внешнего воздействия

$$N = A/t. \quad (2)$$

Если известна необходимая мощность протекае-

мого процесса (в среднем величина постоянная), то чем быстрее будет введена в облучаемый объект волновая энергия, тем меньше величина A . Т.е., чем меньше t , тем меньше энергия активизации протекаемого процесса. Т.е. правильный выбор t снижает активационный барьер протекаемого процесса, на что было указано в [12].

Выводы

1. По мнению автора предложенная им резонаторно-резонансная модель силовых взаимодействий работоспособна.

2. При анализе энергетической эффективности следует учитывать предложенный автором основной принцип физикохимии: для снижения активационного барьера протекания физико-химических процессов гетерогенной деструкции и синтеза следует придерживаться пространственно-временного фактора резонаторно-резонансного характера.

Литература

1. Купченко Я.А. Методологическое обоснование необходимости изложения альтернативных взглядов в курсе физики на примере атома Шредингера // Теория и методика изучения физики. – Кривой Рог, 2002. – Т. 2. – С. 160-162.
2. Власов А.Д. Атом Шредингера // УФН. – 1993. – Т. 163, № 2. – С. 202-206.
3. Schrodinger E. // Phys. rev. – 1926. – V. 28. – P. 16-24.
4. Бор Н. Квантовый постулат и новое развитие атомистики // УФН. – 1928. – Т. 8, вып. 3. – С. 41-52.
5. Авербух И.Ш. Динамика волновых пакетов высоковозбужденных состояний атомов и молекул // УФН. – 1991. – Т. 161, №7. – С. 41-61.
6. Кумченко Я.А. Фотохимические реакции в рамках резонаторной природы силовых взаимодействий // XXI Междунар. науч. конф. «Дисперсные системы». – Одесса, 2004. – С. 187-189.

7. Кумченко Л.А. Резонаторная природа силовых взаимодействий между аэрозольными частицами. Формирование акустической потенциальной ямы // Физика аэродисперсных систем. – 2002. – Вып. 39. – С. 40-50.

8. Кумченко Я.А. Универсальная волновая константа (инвариант) для населенностей дисперсных систем микро-, мезо- и макро миров в резонаторной модели и их силовых взаимодействий // XXI Междунар. науч. конф. «Дисперсные системы». – Одесса, 2004. – С. 110-190.

9. Кумченко Я.А. Резонаторная природа разрушения (деструкции) энергоаккумулирующих веществ // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8(24). – С. 77-80.

10. Волков С.В. Лазерохимическая активирование этилена и «закалка» формальдегида // Теоретическая и экспериментальная химия. – 1991. – Т. 27, № 2. – С. 220-223.

11. Кумченко Я.А. Резонаторная природа направленности космических лучей и возможность использования их энергии в работе двигателей летательных аппаратов // Вісник ДНУ Ракетно-космічна техніка. – 2003. – Вип. 6. – С. 72-73.

12. Кумченко Я.А. Нетепловой резонаторно-резонансный способ гетерогенного фотокатализа процесса диссоциации (разрушения) энергоаккумулирующих веществ с целью получения водорода в качестве горючего для экологически безопасных (безуглеводных) как наземных так и космических энергоустановок // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 10 (36). – С. 78-81.

13. Крылова А.Ю., Липидус А.П., Давлятов Ф.Т. Синтез углеводородов из продуктов газификации воздухом растительного сырья // ДАН СССР. – 1989. – Т. 301, № 1. – С. 162-164.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р хим. наук, проф. К.А. Мельников, ДГАУ, Днепрпетровск.

УДК 620.9

В.И. КОНОВАЛОВ¹, В.А. УЛЕКСИН²¹Научно-производственное коллективное предприятие "Исследовательская лаборатория моделирования аппаратов", Украина²Днепропетровский государственный аграрный университет, Украина

О ПЕРСПЕКТИВНОСТИ ВОДОРОДНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ

Рассматриваются суммарные количества энергии при сжигании водорода и затраты на его получение по основным используемым реакциям. Показано, что превращение другого топлива в водород такими путями не дает энергетической выгоды, а также, что при этом не уменьшается загрязнение окружающей среды углекислым газом. Указан единственный возможный метод, дающий выгоду – нетепловой конверсии резонансным способом.

водородная энергетика, нетепловой (резонансный) процесс, химический аккумулятор

Введение

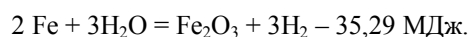
Большинство современных мобильных машин построены на основе двигателей внутреннего сгорания (ДВС), которые работают на нефтяном топливе. Ограниченность запасов нефти при интенсификации ее потребления вызывает необходимость поиска заменителей привычному для нас нефтяному топливу. Как правило, консерватизм мышления приводит к появлению проектов получения альтернативного топлива для существующих двигателей, а не к замене самих ДВС на альтернативные. Если вспомнить начало автомобилестроения, то автомобиль с ДВС и электромобиль рождались одновременно: первый московский таксопарк в 1905 году состоял именно из электромобилей [6]. Более дорогие в производстве и более сложные в эксплуатации ДВС вытеснили электродвигатели только благодаря дешевизне нефти в то время. Однако все известные сейчас заменители нефтяного топлива для ДВС ухудшают показатели машин даже при кажущейся на первый взгляд выгодности.

Идея замены углеводородного горючего на водород основана на том, что при его сгорании выделяется больше энергии, чем при сгорании любого другого топлива (285,83 МДж на кило-моль, т.е. на 2 кг), а кроме того, не образуются никакие вредные продукты сгорания [1 – 4].

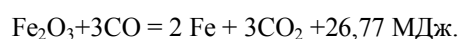
Энергетика способов получения

Но водород сначала нужно получить.

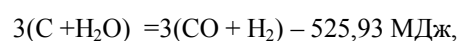
Из всех рассматриваемых способов наименее энергоемким кажется железопаровой, по которому выход водорода происходит по реакции обработки водой (теплоты реакций взяты из [5]):



Общепринято, что окисел железа восстанавливают (чтобы не терять ценный для промышленности продукт) обработкой его “водяным газом”:



Чтобы получить необходимые 3 кмоль СО, необходимо газифицировать уголь при малом количестве воды:

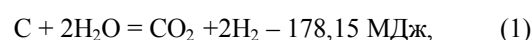


при этом получается еще 3 кмоль водорода.

Итого, на получение 6 кмоль H_2 затрачивается количество энергии:

$$\Delta Q_1 = -35,29 + 26,77 - 525,93 = -534,45 \text{ МДж,}$$

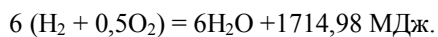
или 89,07 МДж на 1 кмоль H_2 , т.е. ровно столько, сколько и при газификации угля по реакции с достаточным количеством воды:



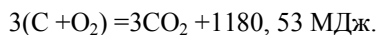
т.е., 89,07 МДж на 1 кмоль H_2 .

Сжигая полученные в итоге 6 кмоль водорода,

получим:



Сжигая использованные 3 кмоль углерода, получили бы

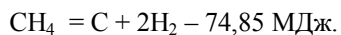


Если учесть затраты энергии на получение водорода, фактически нам достается от его сжигания

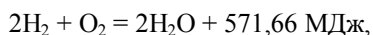
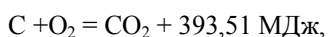
$$\Delta Q_2 = 1714,98 - 534,45 = 1180,53 \text{ МДж.}$$

Как видим, никакого выигрыша не получается! И это в теоретическом варианте – если считать коэффициенты полезного действия всех процессов равными 100 %. Учитывая, что реально КПД меньше, приходим к выводу, что сжигание водорода, полученного с использованием угля, является невыгодным. К тому же, следует учесть, что при получении 6 кмоль H_2 образовалось 3 кмоль CO_2 – столько же, как при непосредственном сжигании использованных 3 кмоль углерода. Выигрыша в уменьшении загрязнения окружающей среды тоже нет!

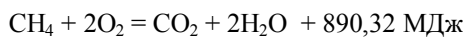
Рассмотрим другой вариант получения водорода – термическим разложением метана (при гомогенном нагреве всего объема) :



Сжигая оба получившихся горючих, получим:



т.е. 965,17 МДж выделившейся энергии. А если сжечь начальный продукт, получим:

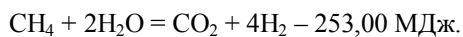


– вроде бы меньше. Но разница как раз равна энергии, затраченной на разложение CH_4 :

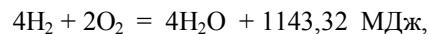
$$\Delta Q = 965,17 - 890,32 = 74,85 \text{ МДж.}$$

Учитывая, что КПД реакции разложения меньше 100%, получаем тот же вывод о нецелесообразности получения водорода как топлива и из углеводородов.

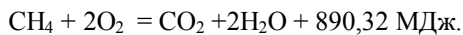
Получение водорода конверсией метана происходит по реакции:



Сжигание 4 кмоль H_2 дает



а сжигание метана дало бы



Если учесть, что для получения водорода затрачено 253 МДж, то тепловые эффекты будут одинаковыми:

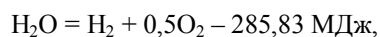
$$\Delta Q = 1143,32 - 253,00 = 890,32 \text{ МДж.}$$

Т.е., нет выигрыша ни в полученном количестве тепла, ни в количестве образовавшегося углекислого газа (приведенные несложные расчеты заставляют усомниться в справедливости вывода об увеличении теплотворной способности продуктов конверсии, содержащегося, например, в [7]).

Следующую (в порядке возрастания затрат на получение 1 кмоль H_2) реакцию мы уже записывали – (1). Если же сжечь 1 кмоль C , получим 1 кмоль CO_2 и 393,51 МДж энергии, что меньше, чем при сжигании 2 кмоль H_2 ровно на затраты энергии для проведения реакции газификации:

$$\Delta Q_3 = 2 \cdot 285,83 - 178,15 = 393,51 \text{ МДж.}$$

Рассмотрим еще один источник водорода – разложение или электролиз воды:



т.е., теоретически надо затратить столько же энергии, сколько выделяется при горении. Учитывая, что КПД <100% (для электролизеров в лучшем случае до 90% при повышенных параметрах [3]), приходим к тому же неутешительному результату.

Вывод

Таким образом, получение водорода с целью дальнейшего его сжигания может иметь смысл лишь в некоторых специфических случаях:

– подземная газификация угля по реакции (*) без добычи его на поверхность и при использовании образовавшегося углекислого газа;

– при использовании его как специального горючего, например, в космических ракетах;

– при разработке таких условий проведения реакций, при которых затраты на получение будут значительно меньшими, чем по указанным реакциям (например, при радиолизе они могут быть в 3 раза меньше, чем при термическом разложении [1]; поэтому в [8] предложен способ гетерогенного резонансно-резонансного разложения – без непроизводительного нагрева всего объема).

Заключение

Этот последний вариант – получение дешевого водорода – занимает умы многих изобретателей. Но большинство предложений сводится к грубому нарушению закона сохранения энергии.

Перспективными же являются нетепловой (резонансный) процесс [8], в котором на получение водорода из ЭАВ будет потрачено в 3 раза меньше энергии, чем отдача при его сжигании, а также использование химических аккумуляторов водорода [9] на основе твердых углеводов.

Но и в этом случае сжигание его в ДВС сведет на нет все энергетические преимущества, т.к. КПД теплового двигателя в условиях эксплуатации не превышает 30 %.

При известных сложностях хранения необходимого запаса водорода на борту мобильной машины реализация водородного автомобиля имеет мало перспектив (хотя известно, что такие машины уже существуют и разрабатываются их новые схемы).

Нам кажется более перспективным использование водородного топлива в стационарных энергетических установках в местах его получения, в первую очередь, на крупных энергостанциях, например, при снятии пиковых нагрузок.

Литература

1. Подгорный Н., Варшавский Л. Водород – топливо будущего. – К.: Наук. думка, 1977. – 376 с.
2. Атомно-водородная энергетика и технология. – М.: Энергоиздат, 1982. – Вып. 4. – 200 с.
3. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортировка, применение. Справочник. – М.: Химия, 1989. – 672 с.
4. Коротеев А.С., Смоляров В.А. Водородный транспорт – основа развития водородной энергетики // Изв. АН Украины. Энергетика. – 2004. – № 5. – С. 33-36.
5. Рабинович В.А., Хавин З.Я. Краткий химический справочник. – Л.: Химия, 1977. – 376 с.
6. Автомобиль: Энциклопедический словарь. Дополнительный Т.1 / Издатели: Ф.А. Брокгауз (Лейпциг), И.А. Ефрон. – С.-Петербург, 1905. – С. 32.
7. Буланов В.Н., Клименко В.П. Аккумулирование солнечной энергии с использованием термохимических превращений // Порошковая металлургия. – 1995. – № 7/8. – С. 172-179.
8. Кумченко Я.А. Нетепловой резонансно-резонаторный способ гетерогенного фотокатализа процесса диссоциации (разрушения) энергоаккумулирующих веществ с целью получения водорода в качестве горючего для экологически безопасных (безуглеродных) как наземных, так и космических энергоустановок // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 10/36. – С. 78-81.
9. Кумченко Я.А. Резонаторная природа разрушения (деструкции) энергоаккумулирующих веществ // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8/24. – С. 77-80.

Поступила в редакцию 18.05.2007

Рецензент: д-р хим. наук, проф. К.А. Мельников, Днепропетровский государственный аграрный университет, Днепропетровск

УДК 621.499;661.621

О.В. КРАВЧЕНКО¹, Л.В. ТАРАСЕНКО², А.В. БАСТЕЕВ², В.В. ФОРФУТДИНОВ²¹ *Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков*² *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Украина*

ОБОСНОВАНИЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ПРОМЫШЛЕННЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ СУСПЕНЗИОННЫХ ГОРЮЧИХ

Обоснована целесообразность использования в промышленных энергоустановках композитных суспензионных горючих (КСГ) на основе жидких углеводородов и дисперсного угля. На основании действующих цен проведена оценка относительной стоимости единицы тепловой энергии. Рассмотрены проблемы, связанные с особенностями горения и сформулированы задачи активации. Экспериментально исследованы предпламенные процессы для капли пылеугольномазутной смеси (ПУМС) на основе мазута и мелкодисперсной угольной пыли, активированной модельными веществами-активаторами (NH_4NO_3 , NaNO_3 , NH_4ClO_4). Проведена оценка влияния использованных активаторов на интенсивность предпламенных процессов, показана возможность увеличения полноты сгорания конгломератов угля.

композитное суспензионное горючее, углеводородное горючее, вещество-активатор, процесс горения

Бесперебойное обеспечение народного хозяйства страны газом, нефтью, углем, электрической и тепловой энергией – одно из условий существования ее экономической и политической независимости и национальной безопасности. В последнее время произошли существенные изменения в структуре энергетики, например, в начале 90-х годов на 42,8% сократилось производство электроэнергии, больше чем вдвое снизилась добыча угля, почти на треть – нефти и газа.

Кроме того, потенциальные запасы наиболее дефицитных видов топливно-энергетических ресурсов (нефти и газа) невелики: по различным экспертным оценкам при современном уровне их добычи доступные для разработки месторождения исчерпаются за 50-60 лет. Существенно лучше обстоит ситуация с запасами угля: при нынешних темпах добычи этого топлива его хватит на 450-500 лет. Мировое потребление каменного угля за период 1970-1980-1990 гг. снизилось с 61,5% до 30,9 и 29% соответственно. В 1996 году потребление каменного угля несколько возросло и составило 34,9%. В настоящее время наблюдается стойкая тенденция увеличения потребления угля [1]. И хотя потребности населения и народного хозяйства в топливных ресурсах, электро- и тепловой энер-

гии на данный момент в основном обеспечиваются, это осуществляется на пределе возможностей и обходится слишком дорого, поэтому экономически оправданы даже относительно небольшие значения повышения эффективности процесса сжигания топлива. Сложная ситуация с ресурсами газомазутных видов топлив привела к увеличению доли угля в топливном балансе электростанций.

Как известно, за последние 20 лет зольность угля, поступающего на ТЭС, выросла с 20..25 % до 30...38 %. В связи с этим возникают сложности, в том числе и с эффективностью сжигания угля в пылеугольных топках. Для решения этой проблемы существует несколько путей, к числу которых относится применение котлоагрегатов циркуляционного кипящего слоя (ЦКС), внедрение упрощенной технологии предварительного обогащения угля до 16...20 %, применение «подсветки» [1] и др.

В настоящее время широкое применение нашла «подсветка», которая осуществляется сжиганием углеводородных топлив. Поскольку большая часть углеводородных топлив импортируется, возникают сложности с поставкой их на ТЭС. Это приводит к тому, что, несмотря на наличие запасов угля, тепловые электростанции простаивают. Уменьшение по-

дачи углеводородных топлив на подсветку приводит к срывам факела и, как следствие, к аварийной остановке действующих энергоблоков.

Применение котлов с циклонной камерой сгорания (ЦКС) позволяет сжигать уголь любого качества без подсветки и использовать в качестве топлива, как высокосольные угли, так и шламы, представляющие собой не что иное, как отходы углеобогаительных фабрик. Внедрение «бесподсветочного» сжигания угля методами ЦКС, арочной топки и другими тормозится необходимостью значительных капитальных вложений.

Все изложенное делает актуальным переход действующих энергоблоков на унифицированное топливо, например, КСГ – приготовленную особым образом высококонцентрированную смесь, состоящую из мельчайших частиц угля, диспергированных в жидкой фазе. Такой средой, в частности, может быть вода, жидкие углеводороды – печное топливо или мазут, с добавками специальных активаторов горения. Использование КСГ в качестве основного топлива вместо традиционного сжигания угля позволяет снизить затраты на углеводородное топливо, упростить снабжение и систему подготовки топлива, более полно автоматизировать его подготовку и сжигание, решить проблему обеспечения экологичности технологического процесса сжигания горючего в теплогенерирующих установках разного масштаба.

На основании действующих цен была проведена оценка относительной стоимости единицы тепловой энергии ξ в зависимости от содержания угля ϵ , %, которая показала, что экономичность процесса генерации тепла напрямую зависит от количества добавки угля или воды в состав КСГ (рис. 1).

Результаты ранее проведенных исследований по изучению особенностей процесса сжигания и доставки КСГ к КС позволяют сделать следующие выводы:

– для сжигания композитного топлива в газомазутных котлах требуется незначительная реконструкция горелок (поскольку распыление КСГ проис-

ходит аналогично распылению мазута) и системы топливоподачи, при этом устойчивость процесса горения не нарушается;

– с увеличением мощности установки при сжигании КСГ, нет необходимости в использовании другого топлива в качестве подсветки; при этом значительно снижаются приведенные затраты на транспортировку КСГ и подача топлива может осуществляться непрерывно;

– появляется возможность полностью автоматизировать процесс сжигания топлива, а также регулирования его расхода;

– продукты сгорания КСГ соответствуют экологическим требованиям, предъявляемым к выбросам ТЭС.

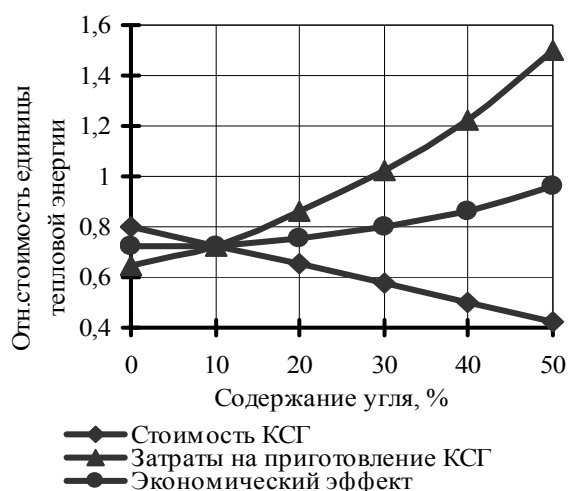


Рис. 1. Оценка затрат, связанных с использованием КСГ

В [2] описана серия экспериментов с КСГ, в которых одним из этапов приготовления ПУМС является операция очистки (облагораживания) угля, а именно мазутная агломерация. Процесс горения ПУМС было предложено улучшить, добавив 7 – 8% воды. Оказалось, что значительная доля частиц золы, образующейся при сжигании ПУМС, в процессе горения топлива оплавляется. Для уменьшения твердого остатка при сжигании ПУМС, автором было предложено прибегнуть к введению в это топливо соответствующих присадок.

Однако увеличение содержания угля неизбежно сопровождается трудностями при организации про-

цессов подготовки горючего, подачи его в камеру сгорания (КС) и непосредственно при осуществлении рабочего процесса.

В работе [3] была разработана технология приготовления и сжигания КСГ на основе жидких углеводородов (печного топлива (ПТ), мазута) с добавлением угольной пыли. Было предложено использовать в качестве гетерофазного вещества-активатора воду, что существенно упростило подачу горючего в камеру сгорания и, в силу разности температур кипения воды и углеводородной основы, существенно усилило эффект диспергирования горючего в КС. Последнее обстоятельство чрезвычайно важно с точки зрения повышения экологичности теплогенерирующих установок. Основной проблемой подготовки КСГ было расслоение опытных составов. Эксперименты с КСГ на основе ПТ показали, что смешивание его с чистой водой невозможно. В качестве связующего вещества было предложено использовать стеарат натрия (СН). Результаты экспериментов показали, что добавление СН создает однородную смесь, пригодную для проведения эксперимента на время $360 \leq t \leq 600$ мин. Эксперименты с КСГ на основе мазута показали, что смешивание его с чистой водой возможно до определенных пропорций. Опытным путем определено, что до 40% воды смешивается с мазутом без добавления связующего вещества СН. Данная статья является продолжением серии работ по исследованию особенностей предпламенных процессов для ПУМС.

Экспериментально установленным фактом является наличие двух основных стадий процесса горения капли ПУМС: испарение жидкой основы и образование конгломерата из частиц наполнителя и веществ-активаторов. Сформировавшийся к началу второй стадии конгломерат из частиц наполнителя, в нашем случае бурого угля, по мере движения по тракту КС выходит из высокотемпературной зоны, полностью не прореагировав с кислородом воздуха, тем самым, снижая результирующую полноту сгорания топлива, и повышая содержание вредных веществ в продуктах сгорания (ПС), в первую очередь,

сажи. Таким образом, для реализации горения с высокой полнотой сгорания необходимо применить дополнительные мероприятия по активации рабочего процесса. Физические основы активационного подхода рассмотрены в [4].

Известно, что вещества-активаторы, например, карбамид и/или соли с кислородсодержащими анионами, вводимые в ПУМС, приводят к интенсификации диспергирования конгломерата, т.е. к механическому разрушению конгломерата, локальному повышению температуры и концентрации окислителя с последующим сгоранием не прореагировавшей массы угля [3]. Также известно, что присутствие карбамида в зоне горения приводит, кроме описанных изменений механизма горения, к снижению эмиссии окислов азота в ПС [4].

В данной работе в качестве модельных веществ-активаторов предлагается использовать следующие кислородсодержащие соли: NH_4NO_3 , NaNO_3 , NH_4ClO_4 . Целью исследований является изучение влияния указанных добавок на особенности процесса горения. Сырьевой базой для выбранных веществ-активаторов являются накопившиеся в Украине излишние запасы боеприпасов, исчерпавших свой ресурс и требующих незамедлительной утилизации.

В данной работе была использована следующая технология приготовления ПУМС с веществами-активаторами: капсулирование исходных частиц мелко дисперсного угля ($\text{C}_{0,838}\text{H}_{0,056}\text{N}_{0,015}\text{O}_{0,077}\text{S}_{0,014}$, $A^d \cong 28\%$ (минеральные составляющие), $V^{\text{daf}} \cong 42\%$ (летучие составляющие)) веществами-активаторами; и затем введение этих частиц в состав основного углеводородного топлива. В качестве углеводородной основы ПУМС был использован сертифицированный мазут ($\text{C}_{0,839}\text{H}_{0,113}\text{O}_{0,011}\text{S}_{0,038}$, $A^d \cong 0,092\%$, $V^{\text{daf}} \cong 98\%$, анализ проводился согласно ГОСТ 1461 в испытательной лаборатории «Универсалнефтехим», ООО фирма «ВТиИ»). На рис. 2 – 4 представлены микрофотографии опытных образцов. Видимые включения на рис. 4 являются каплями воды, которые при нагревании до 130°C исчезали.

Размер капель воды и частиц угля определялся

методом секущей для двухфазной системы по введенному в поле микроскопа объекту известного размера. Съемка образцов производилась с увеличением в 680 раз.

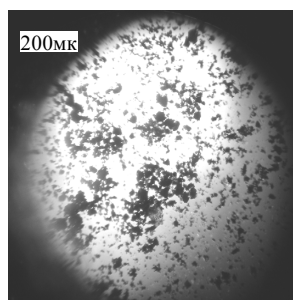


Рис. 2. Микрофотография бурого угля

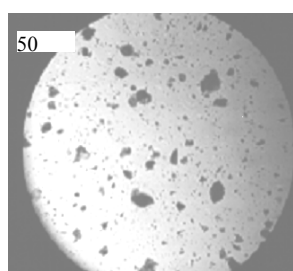


Рис. 3. Микрофотография образца ПУМС (85 % мазут + 15 % уголь)

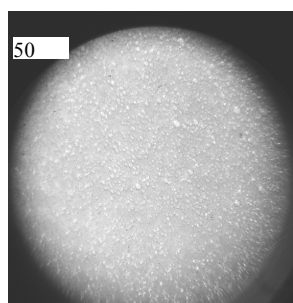


Рис. 4. Микрофотография исходной водомазутной эмульсии (75 % мазут + 25 % вода)

Исследование водо-мазутной эмульсии показало, что около 85 % включений имеют размер по диаметру в диапазоне 1 – 3 мкм, около 14 % включений в диапазоне 3 – 5 мкм и отдельные капли размером ≈ 8 мкм. Более качественная гомогенизация эмульсии может быть проведена по методике, описанной в работе [5].

Использованный в наших экспериментах мазут предварительно подвергался эмульгированию с водой в устройстве, аналогичном описанному в [6]. Затем водо-мазутная смесь с варьируемым количеством воды механически эмульгировалась. На завер-

шающем этапе приготовления ПУМС капсулированный активаторами уголь добавлялся в известном количестве в эмульсию, и полученная смесь механически перемешивалась. Было установлено, что смесь стабильна и не расслаивается в течение, по крайней мере, 3-х месяцев при комнатной температуре.

Исследования особенностей предпламенных процессов и воспламенения капель активированных образцов ПУМС были проведены с помощью методов термогравиметрии и термометрии, подробно описанных в работах [2,3]. Проводились измерения изменения массы образца ПУМС в воздухе по времени при различной температуре. Также измерялось поле температур в зоне горения.

Как известно, добавки угольной пыли в мазут приводят на предпламенных стадиях к формированию конгломерата. Капсулирование угля кислородосодержащими веществами-активаторами способствует более интенсивному ходу процесса и диспергированию наполнителя на завершающей стадии процесса. Максимальная скорость изменения относительной массы для активированных образцов в 3,5 – 4 раза больше, чем для не активированного угля и начинается на более низких температурах (на $\approx 50^\circ\text{C}$ раньше). Результаты термометрии показали увеличение температуры горения на 10 – 15%.

На рис. 5 представлена остаточная масса образцов как функция относительного времени опыта τ/τ_0 .

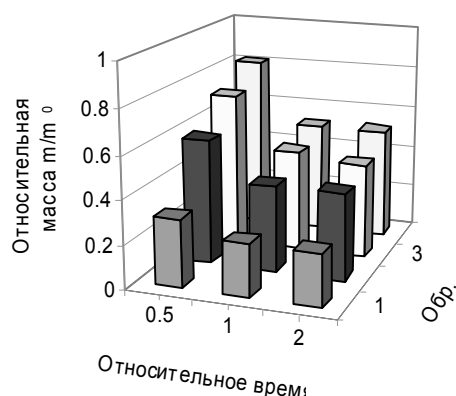


Рис. 5. Оценка снижения массы твердых остатков в ПС:

- 1– 55%Мазут+16%Уголь+4%NH₄NO₃+25%Вода
- 2– 80%Мазут+16%Уголь+4%NH₄NO₃
- 3– 85%Мазут+15%Уголь
- 4– Чистый мазут

Из рис. 5 видно, что использование веществ-

активаторов существенным образом влияет на оставшуюся массу в сторону ее уменьшения, что означает увеличение полноты сгорания. Аналогично веществам-активаторам на процесс горения влияет вода, содержащаяся в эмульсии. Кроме экспериментальных исследований были проведены расчеты равновесного состава продуктов сгорания указанных составов. Расчет проводился с помощью SOFT «ASTRA-4M» для адиабатных условий протекания процесса горения.

Добавка активатора увеличивает равновесную температуру горения, что качественно согласуется с данными эксперимента. SOFT «ASTRA-4M» дает возможность оценить токсичность продуктов сгорания ПУМС в воздухе при добавлении воды.

Выводы

Внедрение и усовершенствование технологии сжигания КСГ позволит путем вариации компонентов, интенсивности обработки каждого компонента и КСГ в целом получать жидкое горючее заданного качества вне зависимости от изменяющихся свойств компонентов.

Технология сжигания КСГ, ее разработка и продвижение на энергетический рынок сопоставима по капиталовложениям с традиционной технологией сжигания угля, конкурентоспособна с ней и может применяться при реконструкции действующих ТЭЦ.

Применение ВУТ для подсветки на ТЭС позволяет перевести указанные объекты на единое унифицированное топливо. Замена мазута, который идет на подсветку, на КСГ экономически выгодно при современном уровне цен на энергоносители. Добавки мелкодисперсной угольной пыли в КСГ уменьшают стоимость калории вырабатываемого тепла, причем, чем меньше стоимость угля, тем выше процент экономии.

Представленные результаты экспериментов позволяют сделать вывод, что для решения проблемы повышения полноты сгорания низкосортных углей активационный подход открывает определенные

перспективы. Показано, что использование модельных веществ-активаторов приводит к снижению остаточной массы конгломерата и способствует более интенсивному ходу процесса.

Литература

1. Тумановский А.Г., Бабий В.Л. Совершенствование технологий сжигания топлив // Теплоэнергетика. – 1996. – № 7. – С.30-39.
2. Экспериментальное исследование процесса горения суспензионных горючих на основе ПТ и мазута / А.В. Бастеев, Алаа Мусалам, В.В. Форфутдинов, Р.А. Кучмамбетов // Материалы V Междунар. науч.-техн. конф. – К.: НАУ, 2003. – «АВИА-2003», (23-25 апреля 2003, Киев.) – С. 41.13-41.15.
3. Бастеев А.В., Мусалам Алаа, Форфутдинов В.В. Разработка технологии и особенности рабочего процесса сжигания суспензионных горючих // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр.: – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2001. – Вып. 26. Двигатели и энергоустановки. – С. 39-41.
4. Бастеев А.В. Принцип активации и его применение в процессах энергопреобразования // Пробл. машиностроения. – 1993. – Вып. 39. – С. 81-87.
5. Патент на корисну модель № 18922, Україна, МПК7 B01F 3/08, В 63 B59/00/ "Змішувач-форсунка"/ І.Г. Суворова (Україна), О.В. Кравченко (Україна); Інститут проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного Національної академії наук України. – № U 2006 06857; Заяв. 19.06.2006; Опубл. 15.11.06, Бюл. № 11. – 4 с.
6. Кервалишвили П.Д., Утямишев И.Р. Несколько новых экологически чистых технологий производства энергии // Альтернативная энергетика и экология. – 2006. – № 1. – С. 29-34.

Поступила в редакцию 29.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А. В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.315

Л.В. НАКАШИДЗЕ

Днепропетровский национальный университет, Украина

СНИЖЕНИЕ СТОИМОСТИ ЭНЕРГОГЕНЕРИРОВАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Одним из широко распространенных и наиболее доступных источников энергии является солнечная энергия. Реализуется процесс преобразования этой энергии в электрическую с помощью солнечных фотоэлектрических установок. Положительные свойства присущие таким установкам обусловили их интенсивную разработку, однако, существенным их недостатком, является довольно высокая стоимость получаемой электрической энергии.

фотоэлектрическая установка, солнечный элемент, стоимость электрической энергии

Введение

При формировании структуры солнечных фотоэлектрических установок (СФЭУ) необходимо учитывать то, что все их конструктивные элементы объединены многообразными энергетическими, механическими и информационными связями. Связи эти, а, следовательно, и схемные решения солнечных фотоэлектрических установок могут существенно различаться. Выбор определенной схемы солнечной фотоэлектрической установки является очень важным этапом. Он проводится с учетом требований к ее выходным параметрам (уровень потребляемой электрической мощности, напряжение), а также предполагаемых условий функционирования. Существенное влияние на выбор оказывает состояние элементной базы, которое не одинаково в странах с различным уровнем экономического развития (уровень внедрения прогрессивных методов получения электроэнергии является, своего рода, индикатором научно-технического и экономического потенциала страны).

Среди экономически развитых стран, которые имеют национальные программы, акцентирующие внимание на внедрении солнечных фотоэлектрических установок в сферу производства электрической энергии, выделяются Япония (Куосега, MSK Согро-

ration, Sharp, Mitsubishi Electric, Kaneka, Mitsubishi Heavy Industries, Sanyo), Германия (First Solar, Isofoton, Shell Solar, Solon, RWE Schott Solar, Wükep Solar, BP Solar, S.A.G.Solarstrom AG, Schwaben Solar, IBC Solar AG, Fraunhofer Institute for Solar Energy Systems), США (SunPower Corp., HelioVolt Corp., Национальная лаборатория по возобновляемым источникам энергии (NREL), Clare Inc., Рочестерский институт технологии НАСА, Аэрокосмический институт, Phoenic Innovations Inc.).

СФЭУ включают (или могут включать) следующие конструктивные элементы:

- солнечные батареи;
- устройства (системы) для ориентации установки на Солнце;
- системы аккумуляции энергии для обеспечения работы установки в периоды затемнения солнечных батарей, а также покрытия пиковых нагрузок;
- системы преобразования и передачи энергии;
- система концентрации солнечной энергии;
- система согласования ее выходных параметров с потребителями и др.

Данные конструктивные элементы, функционирующие в одной системе, составляют структуру солнечной фотоэлектрической установки (структурную схему). При разработке СФЭУ, с учетом

условий эксплуатации и запросов потребителя, рассматривается возможность использования промышленно производимых модулей и солнечных батарей (СБ) с заданными техническими характеристиками и известными характерными особенностями и параметрами.

Формулирование проблемы. Постоянное ужесточение технико-экономических требований к системам генерирования энергии обуславливает необходимость непрерывного совершенствования СФЭУ и конструктивных элементов с целью улучшения ее стоимостных, энергетических, массогабаритных, ресурсных и других основных характеристик, устранения недостатков присущих этим установкам. Основным недостатком солнечных фотоэлектрических установок является довольно высокая стоимость производимой с их помощью электрической энергии. Поэтому важным требованием широкомасштабного применения солнечных энергетических установок, как для космических аппаратов, так и для наземных потребителей является снижение стоимости получаемой электрической энергии, при условии сохранения высокого уровня энергогенерирования. Это достигается за счет внедрения научных достижений проводимых по нескольким направлениям:

- усовершенствование отдельных составляющих узлов и конструкционного исполнения солнечных фотоэлектрических установок;
- усовершенствование технологичности производства ее основных конструктивных составляющих за счет использования современных и дешевых материалов;
- совершенствование технологии их производства и др.

В первую очередь, это актуально по отношению к используемым в установках солнечным элементам (СЭ), так как эта конструктивная составляющая солнечной фотоэлектрической установки является наиболее дорогостоящей и трудоемкой при производстве.

Менее разработанным направлением исследований, позволяющим достичь эффекта снижения стоимости получаемой электроэнергии, является одновременное рассмотрение как технологических функциональных, так и экономических аспектов, т.е. использование комплексного технико-экономического анализа при определении схемы и конструкции СФЭУ. Развитие данного направления исследований, даст возможность обосновано подойти к выбору структуры СФЭУ, которая обеспечивает снижение уровня стоимости вырабатываемой СФЭУ электрической энергии при высокой эффективности ее функционирования.

Решение проблемы

Снижение стоимости получаемой электрической энергии генерируемой СФЭУ позволит таким установкам стать конкурентно способными с источниками электрической энергии, получаемыми за счет использования других методов преобразования. Это позволит широкомасштабно применять их для наземных и космических потребителей. Снижению стоимости способствуют следующие мероприятия:

- обоснование структуры (комплектации) СФЭУ для определенных условий эксплуатации, определяемых потребителем;
- выявление взаимосвязей отдельных конструктивных элементов СФЭУ (и ее подсистем), влияющих на всю систему в целом, вклада каждого элемента в процесс увеличения энергогенерирования и т.п.

Солнечные элементы, как основные структурные компоненты СФЭУ, в первую очередь, должны подвергаться комплексному технико-экономическому анализу. При этом необходимо рассмотрение конструктива СЭ, эффективности их энергогенерирования в разных условиях эксплуатации, выявление эффекта инвариантности при функционировании и т.п. Эти данные, позволят еще на этапе проектирования оценить целесообразность введения в структурную

схему СФЭУ тех или иных узлов для увеличения ее энергоэффективности, что в конечном итоге приведет к существенному снижению стоимости получаемой электроэнергии.

Постановка задачи исследования. Цель данной работы – показать, что использование комплексного технико-экономического подхода к формированию структурной схемы СФЭУ с учетом индивидуальных свойств, и эффективности функционирования ее составляющих элементов, в первую очередь СЭ, приведет к снижению стоимости генерируемой электрической энергии. Комплексный технико-экономический подход может применяться на различных этапах проектирования солнечных энергетических установок, используемых как для энергетического обеспечения КА, так и для наземного применения. Данный подход позволит, обосновано определить схему построения солнечных фотоэлектрических установок, и при этом:

- наиболее эффективно использовать серийно производимые конструктивные элементы СФЭУ с учетом их индивидуальных свойств и характеристик;

- учитывать возможность совместного функционирования ее конструктивных элементов.

Основной материал. Экономическая эффективность эксплуатации определяется затратами, необходимыми для получения полезного эффекта функционирования солнечной фотоэлектрической установки, которые складываются из затрат на создание и эксплуатацию. При этом принимаются во внимание не только прямые затраты материально-технических, финансовых и прочих ресурсов, но и побочные, обусловленные необходимостью компенсации негативных эффектов функционирования установки, включая системы более высокого и равного с ней иерархических уровней. Непосредственным показателем затрат является стоимость создания и эксплуатации солнечной фотоэлектрической установки, а опосредствованными – различные парамет-

ры, которые оказывают существенное влияние на ее стоимость, в частности материалоемкость.

При создании солнечных фотоэлектрических установок основной проблемой является увеличение энергогенерирующей способности таких систем и одновременно обеспечение снижения стоимости получаемой электрической энергии. В настоящее время существует несколько направлений позволяющих достичь необходимого результата.

Одним из направлений является усовершенствование отдельных узлов СФЭУ и их конструкционного исполнения. Развитие данного направления предусматривает изменение конструкции СБ и модулей за счет использования следующих технических решений:

- совершенствование оптических свойств и конструкции защитного покрытия СБ;

- совершенствование конструкторско-технологических решений узлов крепления модулей;

- совершенствование физико-технических свойств солнечных батарей;

- совершенствование конструкционно-технологических решений, использования концентраторов солнечного излучения;

- использование спектральных характеристик концентратора для совершенствования конструкции солнечных батарей;

- совершенствование конструкционно-технологических операций компоновки солнечных элементов.

Уменьшение стоимости СФЭУ и генерируемой ею электрической энергии возможно также за счет совершенствования технологии производства ее компонентов, в первую очередь солнечных элементов. Для развития данного направления предлагается применять следующие конструктивно-технологические решения, приводящие к снижению стоимости и повышению энергоэффективности СЭ:

- совершенствование конструкции солнечных элементов;

– совершенствование технологических операций выполняемых при производстве солнечных элементов;

– использование материалов для подложки солнечных элементов, обладающих определенными физико-техническими свойствами;

– разработка СЭ, функционирующих в широком диапазоне освещенности и температуры.

Для снижения стоимости вырабатываемой электроэнергии при высоком уровне энергогенерирования предлагается развивать следующее направление – использование имеющейся компонентной базы с учетом функциональных параметров и индивидуальных конструктивных особенностей составных элементов СФЭУ. В этом аспекте выбор схемного решения солнечной фотоэлектрической установки необходимо начинать с анализа конструкции, особенностей функционирования имеющихся СЭ (как базового конструктивного элемента установки) и только после этого рассматривать необходимость использования в схеме системы концентрации солнечного излучения, системы ориентации, системы охлаждения и других конструктивных компонентов. Поэтому практический интерес представляет изучение специфики энергогенерирования солнечных элементов различных типов при *многообразных* условиях эксплуатации, определение влияния на их функциональные характеристики других конструктивных элементов солнечных фотоэлектрических установок (в первую очередь с системой концентрирования солнечного излучения). О развитии данного направления свидетельствует ряд публикаций характеризующих проведенные исследования солнечных элементов и фотоэлектрических модулей [10 – 15]. Однако в данных исследованиях не проводился анализ влияние на стоимость СФЭУ отдельных ее составляющих, т.е. стоимость модулей, инверторов и др. оборудования, а также затраты на монтаж всей системы с учетом функциональных характеристик и структуры используемых солнечных элементов.

Предлагаемое направление совершенствования структуры СФЭУ позволяет учитывать взаимное влияние конструктивных элементов при их совместном функционировании, учитывать индивидуальные особенности эксплуатации конструктивных элементов установки. Такой подход целесообразно использовать еще на этапе проектирования солнечных фотоэлектрических установок, применяемых как в наземной энергетике, так и для энергетического обеспечения КА. Это позволит подойти к выбору структуры солнечных фотоэлектрических установок, таким образом, что потенциальные возможности используемых СЭ будут использованы максимально. Для этого рассматривается взаимосвязь: тип используемых СЭ – особенности воздействия на них конструктивных элементов (система концентрации солнечного излучения, система охлаждения и др.) – энергогенерирующая способность солнечных фотоэлектрических установок. Рассмотрение и учет таких взаимосвязей при проектировании СФЭУ позволит значительно увеличить количество генерируемой ими электрической энергии с одновременным снижением ее удельной стоимости.

Выводы

Выходные параметры солнечных фотоэлектрических установок зависят от внутренних свойств установки, которые определяются ее структурой, стоимостью и свойствами конструктивных элементов. Обоснование структурных и схемных взаимосвязей солнечной фотоэлектрической установки определяются, в первую очередь, условиями ее функционирования и требованиями потребителя. Однако при определении структуры солнечных фотоэлектрических установок перебор различных схемных решений, отличающихся типами концентрирующих систем, способами их сопряжения с СЭ, компоновкой и т.п., не поддается строгой формализации. Поэтому выбор схемных решений не доста-

точно проводить с использованием эвристических приемов формирования альтернативных конструктивно-компоновочных схем солнечных фотоэлектрических установок и их сравнения по стоимости или массе, т.е. просто учитывать, что стоимость и масса, обладают свойствами аддитивности. Определено, что при рассмотрении вопроса о составе солнечной фотоэлектрической установки необходимо развивать подход, который комплексно учитывает технические, энергетические и экономические показатели конструктивных элементов. В первую очередь это относится к функциональным параметрам солнечных элементов.

Заключение

Детальные исследования солнечных элементов с учетом их структуры и конструкции, способствуют обоснованию схемных и технических решений позволяющих повысить эффективность функционирования солнечных фотоэлектрических установок и снизить стоимость получаемой электрической энергии.

Литература

1. Seeking the sun in Spain // Power Eng. Int. – 2003. – № 2. – P. 24-27.
2. Фотоэлектричний ринок. Вплив фінансових стимулів на розвиток фотоенергетики // Зелена енергетика. – 2003. – № 1. – С. 8-11; №2. – С. 12-14.
3. Krampitz Von Ir. PV en vogue // Sonnenenergie (BRD). – 2004. – № 5. – P. 20-22.
4. Shell Solar und Geosol bauen welt-weit grobtes Solarstrom-Kraftwerk //ew: Elektrizitätswirt. – 2004. – №4. – P. 8.

5. Neue Saturn-Serie //Sonne Wind und Wärme. – 2004. – № 7. – P. 36-37.
6. Grobprojekte am laufenden Band //Sonne Wind und Wärme. – 2004. – № 7. – P. 12.
7. Hochleistungsmodul für Photovoltaik (IBC Solar AG, Германия) //Sanit.-und Heizungstechn. – 2004. – Vol. 69, № 8. – P. 21.
8. Space solar cells may add power to earth // In Nech. – 2003. – № 36. – P. 16.
9. Токарев А.Б., Шпаков С.П. Сравнительный анализ структурных систем энергоснабжения повышенного напряжения для космических аппаратов // Электрооборудование автономных объектов. – М., 1987. – С. 31-35.
10. Space Shuttle endeavors launches with solar array // Photovoltaic Insider's Rept. – 2001. – Vol. 20. – № 1. – P. 4.
11. Dumke D. Innovative solar panels many test challenges / Dick Dumke, Goerlitz von Kurt // Sound and Vibr. – 1997. – Vol. 31, № 10. – P. 6-10.
12. Solarzellen mit höherem Wirkungsgrad // Galvanotechnik. – 2004. – Vol. 95. – № 3. – P. 693.
13. Lehmann W.M. Photovoltaik–neue Horizonte. // ew:Elektrizitätswirt. – 2004. – Vol. 103, №1-2. – P. 59-60.
14. Neues Solarmodul // DE: Elektro-und Gebäude-techn. – 2003. – Vol. 78, № 8. – P. 1.
15. Yamaguchi M., Sato O. An investigation of experience curves of solar photovoltaic power system // JAERI-Rev. – 2002. – № 2005. – P. 115-117.

Поступила в редакцию 31.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Сечевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 621.182

Б.Д. БИЛЕКА, Л.К. ГАРКУША, В.Я. КАБКОВ*Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев***АНАЛИЗ МЕТОДОВ ПОДВОДА И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СБРОСНОЙ ТЕПЛОТЫ
В КОТЛАХ КОГЕНЕРАЦИОННЫХ УСТАНОВОК С ГАЗОТУРБИНЫМИ
И ГАЗОПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ**

Рассмотрены вопросы формирования тепловой схемы когенерационной установки, регулирования тепловой мощности и их связь со способом и схемой использования сбросной теплоты двигателя. Рассмотрены вопросы агрегатной компоновки когенерационных установок с включением в технологическую схему теплофикационных котлов.

выхлопные газы, газотурбинная установка, газопоршневый двигатель, газовоздушная смесь, коэффициент использования теплоты топлива, котел-утилизатор, котел, когенерационная установка

Главными вопросами, определяющими схемный и конструктивный облик когенерационной установки, являются выбор типа двигателя, его мощности и рабочих параметров; эти вопросы рассмотрены в [1], выбор схемы подвода и использования сбросной теплоты двигателя когенерационной установки, прежде всего выхлопных газов, согласование мощностных и расходных характеристик двигателей и котлов с заданными исходными данными по тепловым и электрическим нагрузкам установки.

Обеспечение максимальной экономической эффективности и минимизации срока окупаемости когенерационной установки реализуется при условии круглогодичной работы ее при полной электрической и тепловой нагрузки. Такой режим работы установки возможен при условии равенства тепловой мощности горячего водоснабжения тепловой мощности двигателя. Тепловая мощность когенерационной установки больше электрической в случае с ГПД примерно в 1,2 раза, а в случае с ГТУ примерно в 1,8...2,5 раза. Эти условия и определяют выбор двигателя установки, после чего согласовываются электрическая мощность его с потребностью энергетического объекта и с возможностью передачи электроэнергии во внешнюю сеть.

Следующий, пожалуй, наименее изученный принципиальный вопрос – формирование тепловой схемы установки, связан со способом и схемой ис-

пользования сбросной теплоты двигателя. Возможные варианты тепловых схем когенерационных установок с ГПД и ГТУ представлены на рис. 1 и 2.

Наиболее распространенное, простое, схемное и конструктивное решение имеют когенерационные установки с котлом-утилизатором, чаще всего поставляемым производителем двигателя (рис. 1, а и 2, а). В такой схеме тепловую мощность котла-утилизатора, как было сказано выше, следует выбирать по тепловой нагрузке ГВС. К недостаткам этой схемы следует отнести достаточно жесткую взаимосвязь электрической и тепловой мощности и невозможность изменения их соотношения, что существенно ухудшает возможности регулирования и изменения необходимой тепловой нагрузки, а также отсутствие механизма улучшения экологических характеристик когенерационной установки по выбросам NO_x и CO . Принципиально возможно выбрать тепловую мощность двигателя по суммарной тепловой нагрузке ГВС и теплоснабжения (ТС), но экономическая целесообразность такого решения не будет высокой, поскольку в неотапливаемый период двигатель будет работать с существенной недогрузкой.

В случае, когда доля тепловой составляющей двигателя в суммарной мощности когенерационной установки мала, целесообразна схема с активным котлом со сбросом всех выхлопных газов ГПД непосредственно в зону горения (рис. 1, б).

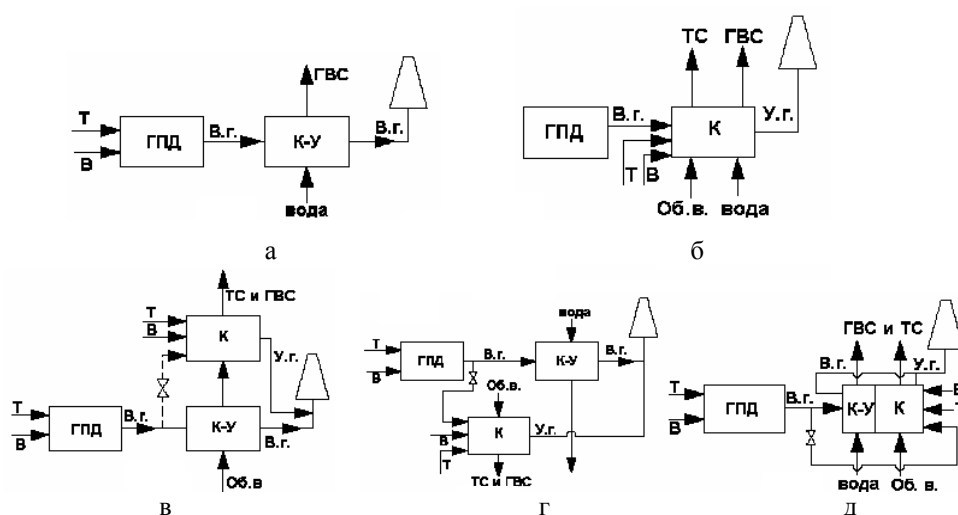


Рис. 1. Принципиальные тепловые схемы когенерационных установок с газопоршневыми двигателями:
 а – с котлом-утилизатором; б – с котлом и рециркуляцией выхлопных газов в котле;
 в – с последовательной работой котла-утилизатора и котла; г – с параллельной работой котла-утилизатора и котла; д – с совмещённым котлом-утилизатором и котлом с “подтопом”; Т – топливо; В – воздух;
 ГПД – газопоршневый двигатель; В.г. – выхлопные газы; ГВС – горячее водоснабжение;
 К-У – котёл-утилизатор; К – котёл; ТС – теплоснабжение; У.г. – уходящие газы; Об.в. – оборотная вода

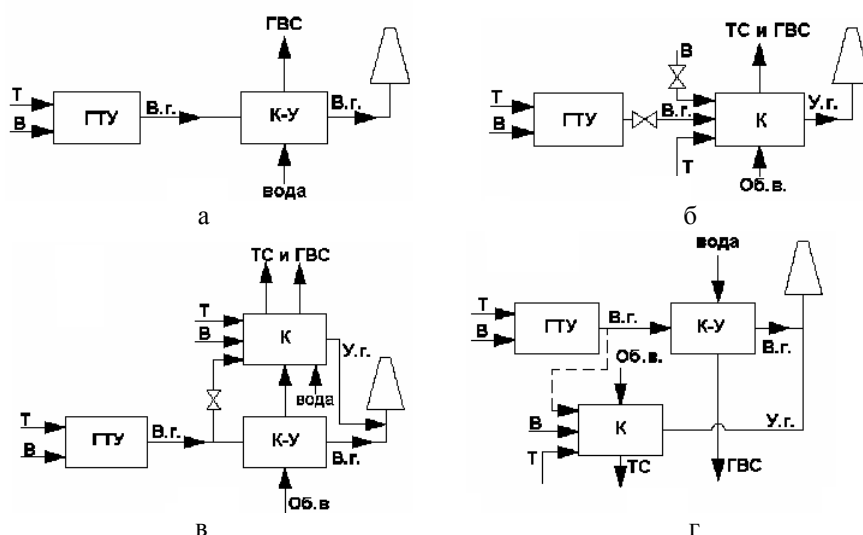


Рис. 2. Принципиальные тепловые схемы когенерационных установок с газотурбинными установками:
 а – с котлом-утилизатором; б – с котлом с “дожигом” и возможностью работы котла в автономном режиме, а также режиме котла утилизатора; в – с последовательной работой котла-утилизатора и котла;
 г – с параллельно работающим котлом-утилизатором и котлом. В – воздух; Т – топливо;
 ГТУ – газотурбинная установка; В.г. – выхлопные газы; ГВС – горячее водоснабжение;
 К-У – котёл-утилизатор; Об.в. – оборотная вода; К – котёл; У.г. – уходящие газы; ТС – теплоснабжение

В этом случае выхлопные газы будут выполнять функции рециркулирующих газов в котле. При этом долевая величина расхода выхлопных газов не должна превышать 0,15...0,3 расхода газовой смеси на котел, что обеспечит не только наибольшую эффективность использования сбросной теплоты двигателя, но и существенное снижение выбросов NO_x не менее 25...30 %. В неотапливаем-

ый период в случае близости тепловых мощностей двигателя и ГВС активный котел может быть переведен в режим работы пассивного котла, выполняя функции котла-утилизатора. В тех случаях, когда тепловые мощности ГПД и активного котла, а также расходы выхлопных газов и газовой смеси на котел соизмеримы, экономически более целесообразны схемы с котлом-утилизатором и активным

котлом, обеспечивающими тепловые нагрузки по ГВС и теплоснабжению (рис. 1, в, г, д). Такие установки имеют хорошие регулировочные характеристики, поскольку позволяют изменять соотношения электрических и тепловых мощностей в достаточно широком диапазоне. При этом активный котел может функционировать в зависимости от потребностей не только в отопительный период. Такие схемы могут выполняться как с параллельно, так и с последовательно работающими котлом-утилизатором и активным котлом (рис. 1, в, г). В первом случае схема интегрирована по целевому теплоносителю, во втором она разделена по теплоснабжению и горячему водоснабжению. Для улучшения экологических характеристик в этих схемах следует предусматривать линии сброса части выхлопных газов из ГПД в активный котел для организации рециркуляции в них, исходя из названных выше соотношений расходов выхлопных газов и газозооной смеси.

Схема с последовательно работающими котлом-утилизатором и активным котлом целесообразна при больших расходах целевого теплоносителя и близких по величинам тепловых потоков теплоснабжения и горячего водоснабжения с получением последнего по бойлерной схеме и при этом тепловая мощность двигателя меньше мощности потребляемой на ГВС. В этом случае котел-утилизатор выполняет функции теплообменника предварительно подогрева основного теплоносителя. Схема с параллельно работающими котлом-утилизатором и активным котлом целесообразна для случая, когда тепловые потоки теплоснабжения заметно превышают тепловые потоки на производство горячего водоснабжения. В неотапливаемый период в зависимости от потребностей первая схема может работать как с котлом-утилизатором и котлом, так и без котла, вторая схема работает только с котлом-утилизатором.

К параллельной относится и схема с совмещенными котлом-утилизатором и активным котлом с так называемым "подтопом" и рециркуляцией выхлопных газов в котел. Эта схема по сути имеет те же тепловые характеристики, позволяющие увели-

чить диапазон регулируемых тепловых нагрузок и улучшить качество регулирования, что и параллельная, однако у неё лучшие массогабаритные и конструктивные показатели. Такие схемы реализованы и в Украине, правда, без рециркуляции.

Особенностями работы КГУ с газотурбинными установками, как известно, является большая единичная мощность ГТУ в сравнении с ГПД; большие величины расходов выхлопных газов, более высокий уровень кислородосодержания в них, определяемые более высоким уровнем коэффициентов избытка воздуха в ГТУ. И хотя тепловые схемы когенерационных установок с ГТУ принципиально подобны схемам с ГПД, более высокое кислородосодержание выхлопных газов (14...15 %) позволяет использовать их в активных котлах в качестве окислителя, а также для обеспечения рециркуляции, что оказывает влияние на схемы и характеристики установок. Поэтому, несмотря на большую конструктивную простоту, меньшее время строительства, монтажа и пуска установки с котлом-утилизатором, особенно в блочно-модульной поставке (рис. 2, а), более целесообразной и рациональной представляется схема установки со сбросом выхлопных газов ГТУ в активный котел (рис. 2, б). В ней предусматривается возможность работы котла как в автономном режиме на воздухе и топливе, так и на смеси выхлопных газов и воздуха, а также работы только на выхлопных газах. Кроме того, такая схема при определенных условиях позволяет в неотапливаемый период переводить режим работы котла для обеспечения ГВС из активного в пассивный, превращая его тем самым в котел-утилизатор. Эту схему принято называть схемой с "дожигом", подразумевая в этом термине дожигание в котле содержащегося в горячих выхлопных газах кислорода. Следует также отметить, что в установках с "дожигом" снижаются затраты электроэнергии на привод вентиляторов, поскольку основную часть окислителя составляют выхлопные газы двигателя. Таким образом тепловые схемы с "дожигом" более характерны для когенерационных установок с ГТУ имеют большую экономичность и обладают лучшими экологическими характеристиками.

Разновидностью схем с “дожигом” для КГУ на базе ГТУ являются схемы с активными котлами и котлами-утилизаторами, работающими последовательно и параллельно (рис. 2, в, г). Для них характерны те же особенности, что характерны для КГУ с ГПД. Основным достоинством этих КГУ является расширение их диапазона теплопроизводительности, обеспечение более высокой экономичности работы установок на переменных режимах работы при различных соотношениях тепловых нагрузок по теплоснабжению и ГВС. Таким образом, рассмотренные способы изменения и повышения тепловой мощности – “подтоп” и “дожиг” следует признать важными элементами когенерационных технологий. Реализация “подтопа” может быть осуществлена в двух модификациях – путём установки вне модуля дополнительной камеры сгорания, уходящие газы из которой подмешиваются к выхлопным газам ГПД перед котлом-утилизатором или путем установки непосредственно в котле-утилизаторе горелок, в которые дополнительно подаются газ и воздух. Возможны два способа в организации подтопа. Первый, когда температура продуктов сгорания поддерживается постоянной, а расход продуктов сгорания возрастает с ростом тепловой нагрузки. При этом коэффициент избытка воздуха сохраняется постоянным (порядка 1,05 ... 1,1). Второй способ, когда расход продуктов сгорания в подтопочном устройстве практически не изменяется, а изменяется их температура за счет изменения коэффициента избытка воздуха при соответствующих изменениях расхода топлива. Недостатком первого способа является то, что при существенном возрастании тепловых нагрузок расход может вырасти настолько, что его не пропустит котел-утилизатор, и в этом случае он должен проектироваться на соответствующий повышенный расход.

Для сравнения этих двух способов были проведены соответствующие термодинамические расчеты. Сопоставление характеристик когенерационных установок в зависимости от степени “подтопа”, представляющего собой отношение разности тепловых мощностей установки и двигателя, отнесенной к тепловой мощности двигателя. В наших расчетах

он изменяется в диапазоне от 0 до 0,8. В качестве двигателя рассматривался ГПД фирмы “Дойц” мощностью 1942 кВт.

Как уже говорилось выше в подтопочном устройстве первого типа температура продуктов сгорания остается постоянной, а расход на выходе из подтопочного устройства возрастает с ростом тепловой нагрузки (рис. 3). В подтопочном устройстве второго типа изменяется температура при слабо меняющемся расходе (рис. 4). Возрастают температура и расход продуктов сгорания на входе в К-У и соответственно, возрастает тепловая нагрузка. При росте величины “подтопа” снижается электрический к.п.д. когенерационной установки и возрастает тепловой. В целом это приводит к незначительному возрастанию КИТГ (рис. 5). Таким образом, можно утверждать, что “подтоп” по рассмотренным двум способам с регулированием тепловой нагрузки как по расходу, так и по температуре не снижает термодинамической эффективности КГУ, несмотря на увеличение расхода газа и может быть рекомендован для применения в тепловых схемах КГУ преимущественно с газопоршневыми двигателями.

Как уже упоминалось выше, в тепловых схемах КГУ на базе ГТУ для повышения и изменения тепловых нагрузок практически во всех возможных вариантах схем с котлом-утилизатором, с активным котлом и с их комбинацией более целесообразно применение “дожига”. Расчетные исследования позволили получить термодинамические характеристики этой схемы в названных выше случаях, а также провести сравнение двух рассматриваемых способов “дожига” и “подтопа” на примере расчёта КГУ с ГТУ мощностью 6 МВт НПП ГК “Зоря-Машпроект”. При этом рассматривались две модификации “дожига” – “дожиг” с использованием только выхлопных газов и “дожиг” с подмешиванием атмосферного воздуха и доведения уровня кислорода содержания в газовойоздушной смеси до 17 %. Коэффициент подтопа изменялся в пределах от 0 до 0,8. Увеличение “подтопа” сопровождается ростом температуры и расхода продуктов сгорания, а также некоторым ростом КИТГ (рис. 6).

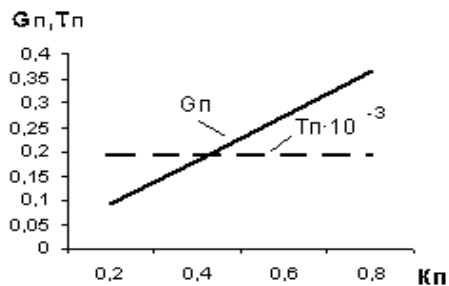


Рис. 3. Расход и температура продуктов подтопа

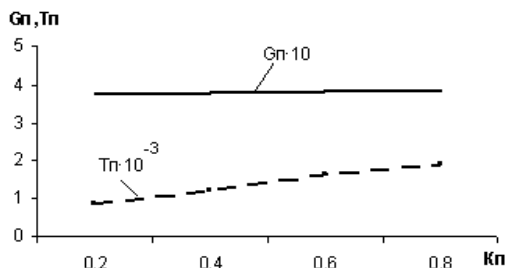


Рис. 4. Расход и температура подтопа

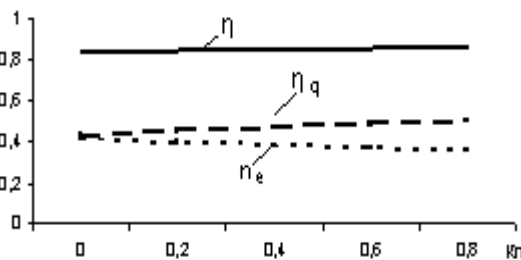


Рис. 5. Электрический, тепловой и общий КПД когенерационной установки

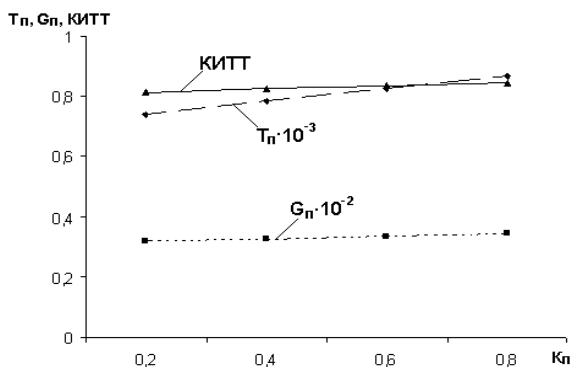


Рис. 6. Расход продуктов сгорания, температура и КИТТ при подтопе

При чистом дожиге (без подмешивания) расход продуктов сгорания перед котлом-утилизатором практически не меняется, а температура превышает температуру при “подтопе” (рис. 7), несколько возрастает и КИТТ. При максимальной тепловой мощности котла-утилизатора (18,2 МВт) экономия топлива по сравнению с подтопом составляет 4 %, а

расход продуктов сгорания на 10 % меньше. Для реализации такого процесса необходимы специальные высокотемпературные горелочные устройства.

Обогащение выхлопных газов воздухом с доведением кислородосодержания до 17 ... 17,5 % снижает температуру смеси и позволяет использовать обычные горелки, обеспечивая при этом устойчивое горение. Однако показатели этого способа температура смеси, расход и КИТТ перед котлом-утилизатором несколько ниже. Тем не менее, и в этом случае “дожиг” по сравнению с подтопом более выгоден.

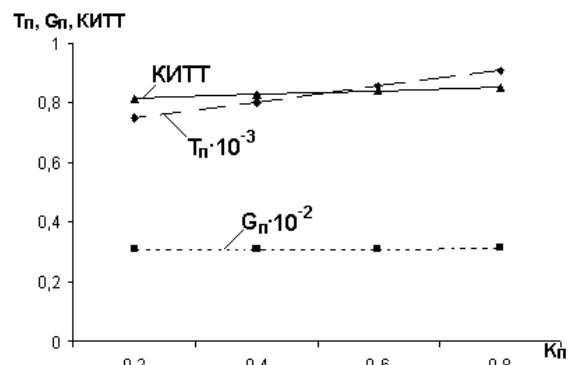


Рис. 7. Расход продуктов сгорания, температура и КИТТ при дожигании

Выводы

Проведенные анализ и термодинамические расчеты существующих и возможных тепловых схем КГУ на базе ГПД и ГТУ создают основы методики выбора и построения базовых решений при создании когенерационных установок для коммунальной теплоэнергетики.

Литература

1. Билека Б.Д., Гаркуша Л.К., Кабков В.Я. К выбору энергетического оборудования когенерационных установок малой и средней мощности // Проблемы экологии и эксплуатации объектов энергетики: Материалы 15-й конф. стран СНГ с междунар. участием. – К., 2005. – С. 57-64.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: чл.-корр. НАН Украины Н.М. Филалко, Институт теплофизики НАН Украины, Киев.

УДК 621.438

В.Т. МАТВЕЕНКО, В.А. ОЧЕРЕТЯНЫЙ*Севастопольский национальный технический университет, Украина***РАБОТА КОГЕНЕРАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ
С ПРОМПОДОГРЕВОМ ГАЗА ПЕРЕД СИЛОВОЙ ТУРБИНОЙ
ПЕРЕРАСШИРЕНИЯ ПРИ ПЕРЕМЕННОМ РЕЖИМЕ**

Представлены результаты исследований теплотехнических характеристик когенерационного ГТД с промежуточным подогревом (ПП) газа перед силовой турбиной перерасширения (СТП). Показано, что в ГТД с ПП перед СТП высокая степень использования энергии топлива сохраняется на всех режимах нагружения и есть возможность гибко регулировать объемы поставляемой энергии.

газотурбинный двигатель, промежуточный подогрев газа, турбина перерасширения, когенерация**Введение**

Тепловая и конструктивная схема когенерационной энергоустановки, обеспечивающей энергией обособленные объекты промышленности и коммунального хозяйства, должна быть приспособлена к обеспечению переменного объема электрической и тепловой энергии, поставляемой потребителям.

Одновременно энергетическая установка в целом должна обладать высоким эффективным КПД и общим высоким уровнем использования энергии топлива. Такими свойствами обладает газотурбинный двигатель (ГТД) с турбиной перерасширения (ТП), а с введением промежуточного подогрева (ПП) газа в ГТД значительно увеличивается удельная мощность двигателя [1].

На рис. 1 изображена схема ГТД с ПП газа перед силовой турбиной перерасширения. ПП газа производится во второй камере сгорания (КС2), установленной между газогенератором и СТП, механически не связанных между собой. Перерасширение газа за силовой турбиной осуществляет дожимающий компрессор (ДК), перед которым газ охлаждается в охладителе газа (ОГ). В целом ТП, ДК и ОГ между ними образуют турбокомпрессорный утилизатор (ТКУ). Охладитель газа выполняет роль теплогенератора, превращая ГТД в установку когенерационного типа.

На диаграмме T-S (рис. 2) представлен цикл высокотемпературного ГТД с ПП и СТП, где реальные процессы расширения газа в турбинах, охлаждаемых цикловым воздухом, представлены эквивалентными процессами: 3см-4.1 – в турбине Т1; 4.1см-4.2 – в турбине Т2; 4.3см-5 – в СТП. Эквивалентные температуры газа на входе в охлаждаемые турбины определяются смешением газа на входе в рабочее колесо турбины и части воздуха, отбираемого на охлаждение сопловых и рабочих лопаток турбин.

**Методика исследования ГТД с ПП
перед СТП при переменном режиме**

Расчет характеристик ГТД с ПП перед СТП производился по методике, предложенной в работе [2], с учетом особенностей для схемы с промежуточным подогревом газа.

При исследовании характеристик тепловых схем ГТД с ПП перед СТП (схема 2СПН) были рассмотрены две конструктивные схемы. Схема ГТД (2СПН) с блокированным ТКУ (БТКУ), в которой турбина перерасширения блокирована с силовой турбиной (рис. 1). Схема ГТД (2СПН) со свободным ТКУ (СТКУ), в которой ТКУ механически не связана с силовой турбиной. Для сравнения определялись характеристики на частичных нагрузках традиционной схемы ГТД простого цикла.

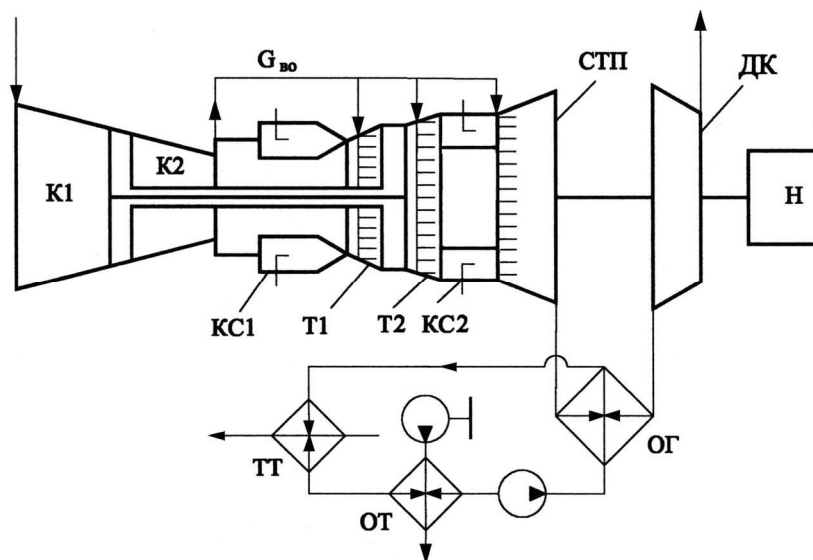


Рис. 1. Схема ГТД с промподогревом газа перед силовой турбиной перерасширения:
 K1 и K2 – компрессоры; KC1 – основная камера сгорания; KC2 – камера сгорания промподогрева;
 T1 и T2 – турбины; СТП – силовая турбина перерасширения; ДК – дожимающий компрессор;
 ОГ – охладитель газа; Н – нагрузка; ТТ – теплофикационный теплообменник;
 ОТ – охладитель теплоносителя

Анализ характеристик когенерационных ГТД (2СПН) производился при различных начальных температурах газа T_3 , оптимальных степенях повышения давления в компрессоре π_k , дожимающем компрессоре π_{dk} и других исходных данных [1, 3]. Исследования характеристик ГТД (2СПН) на частичных нагрузках производились при пропорциональном изменении температур газа перед турбинами газогенератора и силовой турбиной.

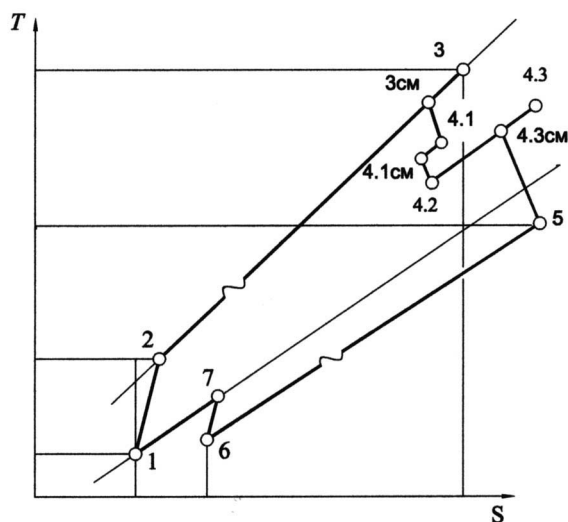


Рис. 2. Цикл высокотемпературного ГТД с промподогревом газа и силовой турбиной перерасширения

Результаты исследований характеристик конструктивных схем ГТД с ПП перед СТП при переменном режиме

На базе разработанной методики было разработано программное обеспечение и произведены расчеты на ЭВМ переменных режимов ГТД и сопоставление результатов для двигателей, выполненных по различным схемам.

На рис. 3 показаны характеристики циклов ГТД (схемы 2СПН + СТКУ и 2СПН + БТКУ) от относительной эффективной мощности $\bar{N}_e$. На рис. 3 показаны для сравнения характеристики на частичных нагрузках ГТД простого цикла (схема 2СН).

При значениях относительной мощности $\bar{N}_e = 0,2 \dots 1,0$ эффективный КПД η_e в схеме ГТД (2СПН) с БТКУ выше, чем в ГТД простого цикла, а в ГТД (2СПН) с СТКУ в диапазоне $\bar{N}_e = 0,7 \dots 1,0$. Это объясняется тем, что в ГТД (2СПН) с БТКУ на всех режимах ДК создает почти постоянное разрежение за ТП. Это также подтверждают приведенные на рис. 3 зависимости расхода теплоты топлива Q [кДж/с] от $\bar{N}_e$ для различных схем ГТД. Таким об-

разом, применение ГТД по схеме 2СПН+БТКУ предпочтительно для сети с большим изменением по величине электрической нагрузки.

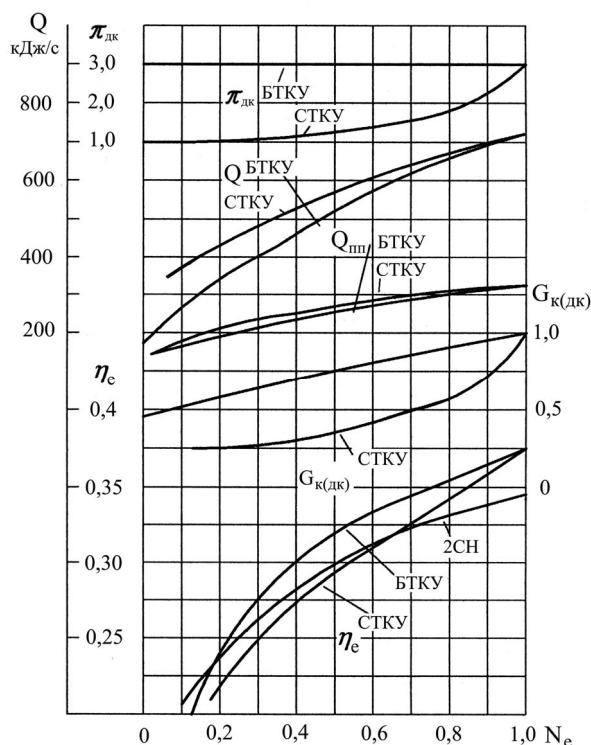


Рис. 3. Характеристики ГТД (схема 2СПН) с ТКУ на частичных нагрузках при $T_{03} = 1373 \text{ К}$, $\pi_{0\text{дк}} = 19$ и $\pi_{0\text{дк}} = 3$ (нагрузка генераторная): БТКУ – схема 2СПН с заблокированным ТКУ; СТКУ – схема 2СПН со свободным ТКУ

Результаты расчетов теплотехнических характеристик ГТД (2СПН) и ТКУ на частичных генераторных нагрузках представлены на рис. 4.

Установлено, что в ГТД (2СПН) с СТКУ на всех режимах теплотехнический (общий) КПД $\eta_{\text{ит}}$ остается высоким и даже несколько растет с уменьшением $\bar{N}_e$. Это объясняется ростом температуры T_5 за ТП, что приводит к увеличению тепловой мощности установки.

В ГТД (2СПН) с СТКУ теплотехническая мощность $\bar{N}_{\text{ит}}$ на режиме $\bar{N}_e = 0,6 \dots 1,0$ по величине равна номинальному значению, что делает его применение предпочтительным для стабильного обеспечения объектов тепловой энергией при переменной потребности в электрической.

Теплотехнические характеристики ГТД (2СПН) с БТКУ, как видно из рис. 4, совпадают с таковыми в ГТД простого цикла, в котором с уменьшением мощности двигателя резко падает тепловая мощность и, соответственно, теплотехнический КПД, особенно на малых нагрузках.

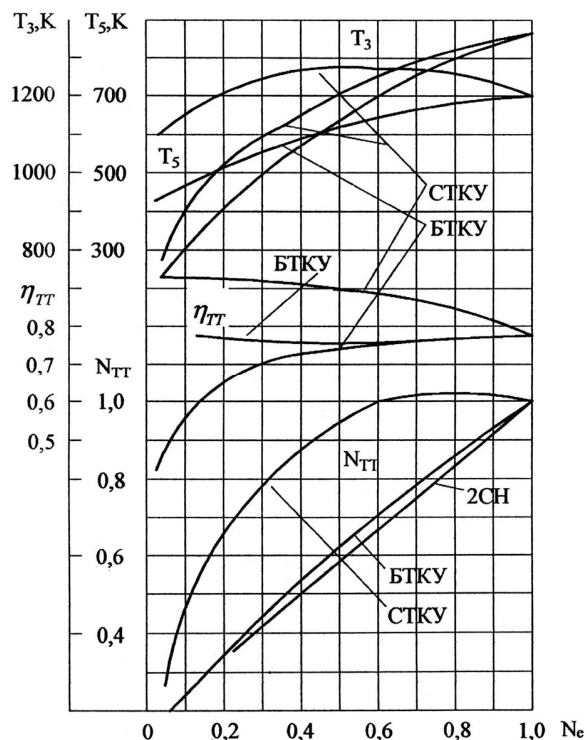


Рис. 4. Теплотехнические характеристики ГТУ (схема 2СПН) с ТКУ на частичных нагрузках при $T_{03} = 1373 \text{ К}$, $\pi_{0\text{дк}} = 19$ и $\pi_{0\text{дк}} = 3$ (нагрузка генераторная): БТКУ – схема 2СПН с заблокированным ТКУ; СТКУ – схема 2СПН со свободным ТКУ

В ГТД (2СПН) с БТКУ увеличить выработку тепловой энергии на частичных нагрузках возможно за счет изменения рабочего процесса в газотурбинном двигателе.

Регулируя степень повышения давления в ДК, на частичных нагрузках работающего при $n_{\text{дк}} = \text{const}$, можно изменить тепловую мощность энергоустановки.

Ранее предлагаемый метод был апробирован при разработке тепловых схем энергетических ГТУ для обеспечения энергией технологического оборудования морских буровых платформ [4].

Для переменного расхода газа через ГТД воспользуемся формулой

$$\pi_{\partial\kappa} = (\pi_{0\partial\kappa} - 1) \left(A / \bar{G}_\kappa \right)^{2S} + 1, \quad (1)$$

где $\pi_{0\partial\kappa}$ – степень повышения давления в ДК при номинальном режиме;

$\bar{G}_\kappa$ – относительный расход воздуха перед ГТД;

$A = \bar{G}_\kappa (T_3/T_{03})^{0,5}$ – параметр расхода при расчете ГТД при переменном режиме.

Формулу (1) можно записать в виде

$$\pi_{\partial\kappa} = (\pi_{0\partial\kappa} - 1) (T_3 / T_{03})^S + 1, \quad (2)$$

т.е. регулирование характеристик ДК будет производиться от изменения начальной температуры газа в ГТД, что характеризует работу двигателя на частичных нагрузках.

Исследования характеристик ГТД (2СПН) с БТКУ при переменном режиме с ДК, работающем с изменяющейся характеристикой по закономерности (2) показали, что при $S = 24$ теплотехнические характеристики ГТД (2СПН) с БТКУ достигают по тепловой мощности возможности ГТД (2СПН) с СТКУ (рис. 4). Таким образом, ГТД (2СПН) с БТКУ за счет изменения характеристики ДК может более гибко приспосабливаться к требованиям потребителей по виду и объемам поставляемой энергии.

Заключение

1. Энергетические ГТД с промподогревом газа перед силовой турбиной и блокированным турбокомпрессорным утилизатором на всех режимах имеют эффективный КПД более высокий, чем ГТД простого цикла.

2. ГТД с промподогревом газа перед силовой турбиной и свободным турбокомпрессорным утилизатором обладает более высокими теплотехническими характеристиками, так теплотехнический

КПД остается постоянным на всех режимах нагружения двигателя, а тепловая мощность в рабочем диапазоне электрической мощности.

3. В ГТД с турбиной перерасширения предоставляется возможность за счет изменения рабочего процесса в двигателе регулировать объемы поставляемой энергии.

Литература

1. Матвеев В.Т., Литошенко В.Н. Результаты исследования характеристик циклов газотурбинных двигателей с промежуточным подогревом газа перед силовой турбиной // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр.* – 2003. – Вып. 30. Двигатели и энергоустановки. – С. 54-56.
2. Матвеев В.Т., Слободянюк Л.И., Очеретяный В.А. Методика расчета энергетического ГТД с турбиной перерасширения на переменных режимах // *Изв. ВУЗов. Энергетика.* – 1999. – № 6. – С. 51-56.
3. Матвеев В.Т., Очеретяный В.А. Теплотехнические характеристики когенерационной газотурбинной установки сложного цикла с турбиной перерасширения // *Промышленная теплотехника, ИТГФ НАН Украины.* – «Логос». – 2006. – Т. 26, № 3. – С. 124-127.
4. Матвієнко В.Т. Теплові схеми енергетичних газотурбінних комплексів для забезпечення енергією технологічного обладнання морських бурових платформ // *Нафтова і газова промисловість.* – 2000. – № 3. – С. 21-23.

Поступила в редакцию 14.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. К.Ю. Федоровский, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь.

УДК 620.179.13

Б.Н. БАЖЕНОВ¹, А.Г. ЧУМАКОВ¹, С.И. МЕЛЬНИК²¹ ФГУП "Московское машиностроительное производственное предприятие "Салют", Россия² Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Украина

МЕТОД ТЕПЛОВОЙ ДЕФЕКТОСКОПИИ ЛОПАТОК ТУРБИН

Представлен метод тепловой дефектоскопии лопаток турбин, разработанный в федеральном государственном унитарном предприятии "Московское машиностроительное производственное предприятие "Салют" (ФГУП "ММП "САЛЮТ"), рассмотрены теоретические основы данного метода. Описана установка для тепловой дефектоскопии лопаток турбин, примеры типовых дефектов лопаток и прогноза их теплового состояния.

тепловой контроль, лопатки турбин, ресурс работы, продувка, качество охлаждения

Введение

Лопатки турбин являются одними из наиболее сложных и ответственных деталей газотурбинного двигателя (ГТД). Они работают в условиях высоких температур и нагрузок. От надежности лопаток турбин во многом зависят ресурс и экономичность ГТД в эксплуатации. В свою очередь надежность лопаток определяется качеством их изготовления и контроля. Существующие методы контроля производства и эксплуатации лопаток турбин высокого давления (ТВД) – метод вихревых токов, рентгеновский метод и др., дают лишь косвенную информацию об особенностях тепловых режимов работы лопаток и не позволяют делать вывод об эффективности системы их охлаждения. Тепловой метод контроля позволяет непосредственно оценивать как качество охлаждения лопаток, так и оценивать величину возможного перегрева. В перспективе это позволит определять и ресурс работы лопатки.

1. Сущность проблемы контроля качества лопаток ТВД тепловым методом

Трудности диагностики системы охлаждения лопатки тепловым методом обусловлены конструкцией лопатки, внутренние каналы которой имеют ма-

лые геометрические размеры и сложную форму проточной части. При этом высокая теплопроводность материала лопатки приводит к быстрому растеканию тепла и сильному выравниванию температуры на ее поверхности. Кроме того, неоднородность коэффициента излучения поверхности лопатки вызывает существенные артефакты, которые могут превышать эффект от реального температурного перепада. Для решения этих проблем идут по пути интенсификации теплообмена и повышении быстродействия контроля. При этом возникает существенно нестационарный режим, в течении которого проявляются особенности внутренней структуры лопаток. В одном из наших докладов мы опишем особенности контроля лопаток в этом режиме. Тем не менее, использование сравнительно недорогих тепловизоров и регулярного режима теплообмена также позволяет получить интегральные оценки качества охлаждения лопатки в различных зонах. Для этого необходимо использование специальных алгоритмов обработки, которые позволят отфильтровать артефакты и выявить слабо охлаждаемые зоны в рамках регулярного режима.

В связи с актуальностью существующей проблемы на предприятии ФГУП «ММП «САЛЮТ» была разработана методика теплового контроля турбинных лопаток, реализующий её пакет про-

грамм совместно с базой данных, а также спроектирована и изготовлена автоматизированная установка АСТКЛ, в настоящее время применяемая в производстве [1].

2. Теоретические основы метода

Сущность разработанной методики заключается в предварительном нагреве лопатки с последующим ее охлаждением сжатым воздухом, продуваемым через внутренние каналы. Процесс охлаждения фиксируется с помощью тепловизора и результаты измерения поля температур обрабатываются по оригинальному алгоритму. Полученные результаты сравниваются с эталонными и на основании сравнения делается вывод о наличии дефектов. Кроме того дается оценка пригодности лопатки для использования.

Использование дополнительных специальных методик позволяет на основании полученных результатов при тепловой дефектоскопии лопатки оценить поле температур лопатки при ее работе в составе ГТД.

В основу метода тепловизионного контроля эффективности охлаждения рабочих лопаток турбины положен метод регулярного теплового режима, широко используемый при исследованиях нестационарных процессов теплообмена. Метод был разработан Г.М. Кондратьевым [2].

При охлаждении тела в среде с постоянной температурой изменение во времени избыточной температуры тела в любой его точке начиная с некоторого момента времени может быть описано уравнением

$$t_i - t_o = (t_{io} - t_o) e^{-m(\tau_i - \tau_o)}, \quad (1)$$

где t_i – текущее значение температуры в i -й точке;

t_o – температура охлаждающего воздуха;

t_{io} – начальная температура в i -й точке;

$\tau_i - \tau_o$ – интервал времени охлаждения между начальной температурой τ_i и температурой τ_{io} ;

m – темп охлаждения.

Наступление регулярного режима охлаждения характеризуется постоянным значением темпа охлаждения m в процессе охлаждения или нагрева и определяется из уравнения (1) его логарифмированием, а именно

$$m = - \frac{\ln(t_i - t_o) - \ln(t_{io} - t_o)}{\tau_i - \tau_o}. \quad (2)$$

С другой стороны, согласно теории регулярного режима темп охлаждения определяется формулой

$$m = \Psi \frac{F}{vc\gamma} \alpha, \quad (3)$$

где Ψ – коэффициент пропорциональности, означающий отношение средней температуры поверхности к средней температуре в объеме тела [3];

F – площадь охлаждаемой поверхности;

γ – удельный вес;

c – теплоёмкость тела;

α – коэффициент теплоотдачи.

В соответствии с разработанной в лаборатории тепловидения методикой тепловизионные испытания лопаток проводятся на переменном расходе воздуха. Исходя из анализа условий эксперимента, поперечные тепловые потоки оказываются значительно выше продольных. Это позволяет пренебречь растеканием тепла параллельно поверхности лопатки в условиях регулярного режима, и использовать уравнение (3) локально. При этом рассчитывается производная от темпа по расходу:

$$\frac{dm}{dG_{охл}} = \frac{d\left(\Psi \frac{F}{vc\gamma} \alpha\right)}{dG_{охл}},$$

или

$$\frac{dm}{dG_{охл}} = C \left(\Psi \frac{d\alpha}{dG_{охл}} + \alpha \frac{d\Psi}{dG_{охл}} \right), \quad (4)$$

где $C = \frac{F}{vc\gamma}$ – является конструктивной характери-

стикой лопатки ТВД для каждого локального участка. В частном случае – соответствующего одному пикселю на кадрах термофильма.

В принятых приближениях коэффициент ψ определяется локальными особенностями лопатки и практически не зависит от расхода. Поэтому вторым слагаемым в (4) можно пренебречь. В то же время первое зависит как от конструктивных особенностей локальной области ($C\psi$), так и от качества охлаждения ($d\alpha/dG_{охл}$).

Поэтому предложенный параметр позволяет анализировать качество охлаждения лопатки и принимать решение о пригодности лопатки к эксплуатации по полученным данным на основании сравнения с эталонными данными. В случае частичной, или полной закупорки канала величина производной от темпа температуры по расходу воздуха для пикселей, соответствующих этому каналу, будет отличаться от эталонных величин. Аналогичным образом проявляют себя и локальные участки с ухудшенной теплопроводностью.

Характер влияния указанных факторов на величину производной от темпа охлаждения по расходу подтверждаются результатами разрушающего контроля, а также при осмотре полостей лопатки с помощью эндоскопа.

3. Автоматизированная установка для инфракрасной диагностики охлаждаемых лопаток турбин

Автоматизированная установка для инфракрасной диагностики охлаждаемых лопаток турбин (в дальнейшем АСТКЛ) предназначена для оценки качества внутреннего охлаждения лопаток турбин, в частности, для выявления дефектов, вызванных наличием посторонних включений во внутренних полостях, налетами на стенках каналов охлаждения, перераспределением расхода воздуха в каналах, либо другими причинами.

В состав установки входят: стенд (1), компрес-

сорный модуль(2), тепловизор (3) и компьютер для управления установкой и обработкой получаемых результатов.

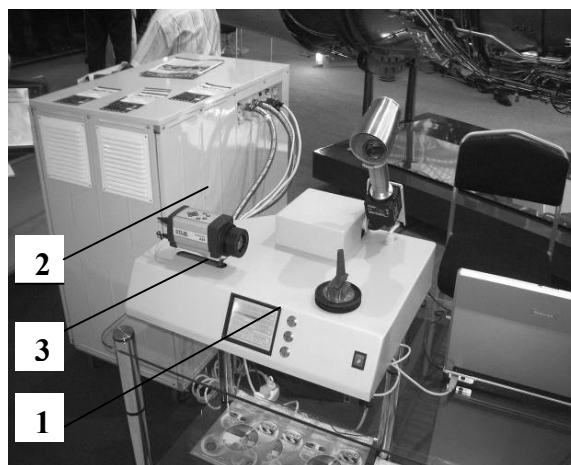


Рис. 1. Общий вид установки

Более подробные данные по устройству установки АСТКЛ можно найти на сайте www.salut.ru.

На рис. 2, 3 представлены примеры обнаружения типичных дефектов. Зоны, окрашенные серыми тонами различной интенсивности, являются дефектными по характеристике качества внутреннего охлаждения.

4. Прогноз теплового состояния лопатки

Получаемые при проведении испытаний лопаток данные позволяют прогнозировать тепловое состояние лопатки при ее работе в составе ГТД. Прогноз теплового состояния основан на сравнении реального распределения коэффициента качества внутреннего охлаждения с распределением, полученным для эталона. Кроме того, предварительно проводится тепловой расчет для конкретной конструкции лопатки [4], результатом которого является распределение коэффициентов, связывающих результаты теплового расчета и результаты испытаний лопатки.

Описанная методика реализована пакетом программ, позволяющим рассчитать поле максимальных отклонений прогнозируемых температур на поверхности лопатки при ее эксплуатации от расчетных величин.

Лопатка № 1Е9026**Неохлаждаемых зон 13,17%**

Эталон 1

Критерий отбора 0,50

Перепад на шум 7,00 °С

Т рамки 165,00 °С

Т продувки 35,00 °С

Р начальное 4,21 кгс/см²Р конечное 2,74 кгс/см²

Сглаживание есть

Градация качества
охлаждения:

■ <0,25

0,25-0,5

0,5-0,75

>0,75



Рис. 2. Диаграмма распределения коэффициента качества охлаждения при засорении канала охлаждения в верхней части лопатки со стороны корытца лопатки

Лопатка № 5Б1420**Неохлаждаемых зон 16,00%**

Эталон 0в3008

Критерий отбора 0,30

Перепад на шум 7,00 °С

Т рамки 160,00 °С

Т продувки 22,00 °С

Р начальное 3,00 кгс/см²Р конечное 2,20 кгс/см²

Сглаживание есть

Метод "По логарифму"

Градация качества
охлаждения:

■ <0,05

0,05-0,1

0,1-0,2

>0,2

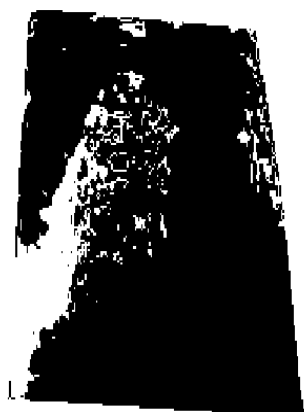


Рис. 3. Диаграмма распределения коэффициента качества охлаждения при засорении канала охлаждения в нижней части лопатки со стороны корытца лопатки

На рис. 4 представлен пример прогноза теплового состояния. На основании значений возможного перегрева при работе лопатки в составе ГТД может быть принято решение о ее пригодности.

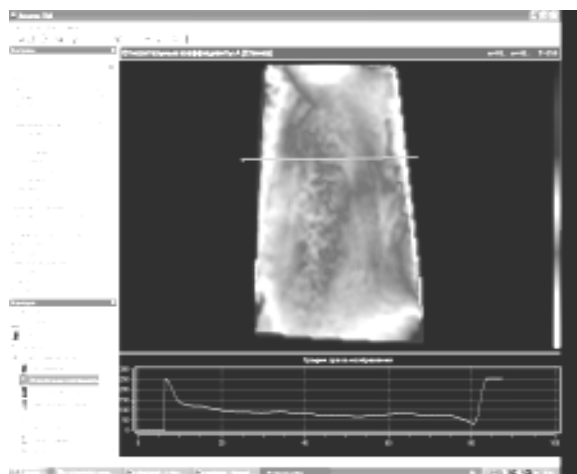


Рис. 4. Распределение максимальных отклонений температур от их расчетных величин для лопатки, имеющей частичное перекрытие каналов внутреннего охлаждения

Литература

1. Основные результаты, полученные в лаборатории теплового контроля НПО «Салют» и НТЦ «Термоконтроль» ХНУРЭ (г. Харьков) по проблеме теплового контроля дефектов элементов конструкции двигателя (техническая справка) // ФГУП «ММПП»Салют». – М., 2002.
2. Кулиниченко В.Р. Справочник по теплообменным расчетам. – К.: Техніка, 1990. – 165 с.
3. ГОСТ 8.207-76. основополагающие стандарты в области метрологии.
4. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД. – Х.: Основа, 1994. – 240 с.

Поступила в редакцию 11.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Любчик, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 621.454.2:629.76

Н.Д. КОВАЛЕНКО, Г.А СТРЕЛЬНИКОВ

Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепрпетровск

НЕКОТОРЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Представлены результаты систематического анализа материалов различных источников и собственных исследований авторов, касающихся дальнейшего развития двигателестроения в ракетно-космической технике. В общих тенденциях отмечаются четыре направления: в обеспечение повышения надежности, совершенствованию эксплуатационных и энергомассовых характеристик, расширению унификации элементов и в целом двигателя. В части повышения энергомассовых характеристик двигательной установки (ДУ) рассматриваются новые технические решения: для ДУ с регулируемым вектором тяги, ДУ с детонационным горением топлива, новые решения по созданию сопловых блоков. Особое внимание уделяется новым разработкам, проводимым в Институте технической механики НАН и НКА Украины.

ракетно-космическая техника; ракетный двигатель; энергомассовые характеристики; эксплуатационные характеристики; унификация; детонационное горение; исполнительные органы управления вектором тяги; нетрадиционные конфигурации сверхзвуковых сопел

Введение

К настоящему времени техническое совершенство жидкостных и твердотопливных ракетных двигательных установок (ДУ) достигло такого уровня, когда стремление повысить целевую отдачу от ДУ может приводить к снижению ее общей эффективности вследствие резкого роста затрат на ее создание [1].

Основным критерием технического совершенства ракетного двигателя является его технико-экономическая эффективность.

Задачей настоящей работы было представление общих тенденций дальнейшего развития двигателестроения в ракетно-космической технике, которые авторы систематизировали, и выделение основных направлений, развиваемых в Институте технической механики НАН и НКА Украины (ИТМ).

1. Общие тенденции

Можно выделить четыре направления развития ракетно-космического двигателестроения в обеспе-

чение высоких технико-экономических характеристик.

Первое – обеспечение высокой **надежности** двигательной установки на всех этапах разработки и эксплуатации. Здесь требуется решение многих комплексных научно-технических задач, разработка и реализация различных технических мероприятий по обеспечению и контролю высокого уровня надежности, в частности, таких:

- обоснование требований к параметрам двигателя совместно с требованиями надежности, стоимости, сроков разработки и т.д.;
- обоснование норм выборки и метода контроля качества двигателей при поставках; установление оптимальных соотношений риска "Заказчика" и "Поставщика";
- применение "холодного" и "горячего" резервирования узлов, агрегатов, систем и двигателя в целом совместно с высокоэффективными системами контроля работы двигателя, исключающих возможности преждевременного или запоздавшего его включения;
- применение новых материалов (жаростойких,

жаропрочных, легких), новых покрытий, совершенствование технологии изготовления и методов контроля качества составных частей и собранного двигателя;

- создание и внедрение новых неразрушающих средств диагностики технического состояния элементов двигателя и его функциональных возможностей и др.

Ко второму направлению относится обеспечение высоких **эксплуатационных** характеристик двигателя, в частности:

- ремонтпригодности, минимума регламентных работ, простоты и безопасности обслуживания, автоматизации процессов подготовки и осуществления запусков;

- защищенностью при воздействии случайных или преднамеренных поражающих факторов;

- совместимостью двигателя с информационно-командными средствами и научной аппаратурой летательного аппарата;

- универсальности и многоцелевого использования при большом ресурсе ДУ;

- высокой экологичностью на всех этапах производства и эксплуатации и др.

Важным направлением развития двигателестроения остается повышение их **энергомассовых** характеристик, совершенствование и оптимизация схем и конструкций с целью расширения программ и диапазона регулирования, упрощения технологии изготовления и т.д.

Следует отметить, что ЖРД и РДТТ широко применяемых (классических) схем достигли высокого уровня энергомассового совершенства, близко к предельному. Дальнейшее совершенствование этих двигателей связано с совершенствованием пневмогидравлических и конструктивных схем двигателей в целом и его основных агрегатов, а также с увеличением их функциональных возможностей.

По этому направлению можно отметить следующие тенденции по созданию:

- более совершенных конструкций камер сгорания и сопловых блоков (СБ), в том числе с регулируемым по величине и направлению вектором тяги;

- новых систем охлаждения (неохлаждаемых конструкций), средств теплозащиты;

- новых систем регулирования вектора тяги (к ним относится газодинамическое регулирование вектора тяги);

- ЖРД с дожиганием выхлопного генераторного газа турбины в сверхзвуковой части сопла;

- ЖРД и РДТТ со сверхплотной компоновкой ДУ и ступени ракеты, что возможно при использовании ЖРД или РДТТ со стационарной камерой или сопловым блоком и с газодинамическим регулированием вектора тяги двигателя;

- ЖРД и РДТТ с глубоким дросселированием тяги при сохранении высокой экономичности регулирования;

- ДУ многократного использования, многократного включения;

- ДУ, работоспособных и сохраняющих высокие параметры в условиях особых воздействий.

К направлениям создания принципиально новых типов двигателей для ракетно-космической техники следует отнести разработки:

- новых типов ЖРД и РДТТ с детонационным горением топлива;

- воздушных ракетных двигателей для разгонных ступеней ракет носителей;

- двигателей для КА, решающих проблемы космического мусора.

В последнее время все больше внимания уделяется **унификации** и утилизации двигателей и отдельных его агрегатов, систем и элементов с целью повышения технологичности, надежности, понижения стоимости. При разработке новых ДУ практикуется использование прототипов. Требуется разработка усовершенствованных и новых технологий утилизации.

2. Некоторые новые технические решения

2.1. ДУ с регулируемым вектором тяги. Одним из важных направлений развития двигателестроения является совершенствование газодинамических систем регулирования вектора тяги РД. Как показала практика, эти системы обладают наиболее высокими динамическими и массовыми характеристиками.

Применение таких систем регулирования вектора тяги на двигателях 15Д12, 15Д169, 3Д65, 15Д206 разработки ГKB "Южное" позволило создать ракеты, не имеющие аналогов по достигнутому высокому уровню характеристик [2, 3].

Дальнейшее совершенствование газодинамических систем регулирования вектора тяги и характеристик ДУ направлено на повышение экономичности регулирования вектора тяги ЖРД и снижение необходимых расходов газа до уровня, близкого вдуву камерного газа. Это возможно с использованием в качестве управляющего рабочего тела его основных компонентов топлива. При этом эффективность регулирования вектора тяги ЖРД вдувом низкотемпературного генераторного газа можно резко повысить [4, 5].

Проведенные исследования показали, что для обеспечения высокой экономичности и надежности системы регулирования вектором тяги необходимо, чтобы альтернативные (окислительный и восстановительный) генераторные газы либо генераторный газ и альтернативный жидкий компонент топлива до поступления в сверхзвуковой поток предварительно перемешались и частично прореагировали между собой с дальнейшим догоранием в сопле. Из возможных конструкций целесообразным представляется устройство, содержащее центробежные форсунки с зоной предварительной подготовки топливной смеси перед поступлением ее в сверхзвуковой поток сопла [4].

Последние исследования ИТМ показывают перспективность разработки новых и совершенствова-

ние известных систем регулирования вектора тяги ЖРД, выполненных по схеме без дожигания выхлопного газа турбины или с дожиганием его в сверхзвуковой части сопла [8]. В таких ЖРД жидкие компоненты топлива могут впрыскиваться непосредственно в сверхзвуковой поток сопла либо, после предварительной газификации, в специальных форкамерах.

Наиболее простая и надежная система газодинамического регулирования вектора тяги ЖРД без дожигания генераторного газа может быть осуществлена путем вторичной инжекции через кольцевой инжектор в средней части сверхзвукового сопла [4, 6, 8].

Особый интерес представляют системы регулирования вектора тяги при кольцевом вдуве генераторного газа и впрыске в сопло окислительного компонента топлива [9].

Система кольцевого выхлопа предусматривает разделение кольцевого коллектора на четверти (в плоскостях стабилизации ракеты). При этом две противоположные секции соединяются с газораспределителем, регулирующим расход газа на вдув. Преимущество этой системы регулирования вектора тяги является исключение из состава двигателя выхлопных сопел, их газопроводов и элементов крепления, в результате чего улучшается компоновка двигателя и массовые характеристики ступени ракеты.

Для маршевых РДТТ с системой вдува камерного газа в сопло двигателя перспективным является: создание регулирующих расход газа клапанов без "нулевых" (в закрытом положении) утечек газа; расширение диапазона регулирования вектора тяги; повышение стабильности и снижение разбросов регулировочных характеристик; совершенствование конструкции и технологичности узлов вдува; повышение работоспособности и т.д. [6, 10, 11].

В последнее время активно разрабатываются системы управления вектором тяги РД с выдвиже-

нием в сверхзвуковую часть сопла твердых препятствий (интерцепторов). Особое внимание уделяется способу, основанному на выдвигании в сверхзвуковой поток в средней части сопла интерцепторов с одновременным впрыском через них жидких компонентов ракетных топлив [4, 5, 6]. Впрыском жидкости решается задача защиты интерцептора от воздействия высокой температуры и эрозионного воздействия двухфазного сверхзвукового потока. При этом создаются дополнительные (к создаваемым интерцептором) регулируемые в необходимых пределах управляющие усилия и снижаются размеры интерцепторов.

При использовании длинных специально спроектированных сопел введением интерцептора в средней части сопла на большую глубину можно обеспечить реверс вектора тяги, что расширяет функциональные возможности такого типа интерцепторных систем [6, 12].

Интерцепторные устройства представляют большой интерес при решении задач создания кратковременных больших управляющих импульсов, в частности, при необходимости быстрого маневрирования летательного аппарата.

Для решения ряда современных и перспективных задач управления полетом летательного аппарата (ракет, головных частей, управляемых активно-реактивных снарядов и др.) могут применяться импульсные интерцепторные устройства, основанные на инъекции в сопло сгораемых (газифицируемых) твердых интерцепторов, импульсном впрыске двухкомпонентного топлива или монотоплива с интенсивной газификацией, инъекции в сопло зарядов твердого или жидкого топлива с их детонационным горением и др. [6].

2.2. ДУ с детонационным горением топлива.

Преимуществом двигателей с детонационным горением топлива (ДД) является простота конструкции, независимость работы двигателя от изменения условий окружающей среды.

Благодаря высокой скорости детонационного горения смеси углеводородного топлива с воздухом пульсирующий ДД работает по термодинамическому циклу, превышение термического КПД которого над КПД турбореактивных, прямоточных воздушно-реактивных и ракетных двигателей может достигать 30 %.

Применение режима пульсирующей детонации в ЖРД систем космического запуска способно существенно повысить значение удельного импульса тяги, а значит, повысить вероятность создания в ближайшем будущем полностью ракетной одноступенчатой системы доставки полезных грузов на околоземную орбиту.

Детонационными двигателями в настоящее время занимаются в США, Франции, Швеции, Японии, Канаде, Белоруссии. В России исследования пульсирующих ДД проводятся в МГУ, ЦАГИ, ЦИАМе [1].

Среди основных трудностей, с которыми приходится сталкиваться разработчикам пульсирующих ДД, особо следует отметить следующие: низкоэнергетическое инициирование детонации, инжектирование и смешивание компонентов топлива, детонация жидких топлив, поиск оптимальной конструкции и определение характеристик систем.

Следует отметить, что импульсный ДД может являться источником сильной вибрации, негативно воздействующих на элементы и подсистемы двигательной установки и летательного аппарата. Долговременное и безопасное хранение, а также поддержание в постоянной готовности к применению компонентов топлива, используемых в ДД и имеющих высокую детонационную способность, в настоящее время также является проблематичным. Поэтому создание ДД в целом представляет собой достаточно сложную научно-техническую проблему.

В ИТМ НАНУ и НКАУ ведутся разработки ДД более 15 лет [1]. Здесь разработаны и испытаны различные типы ДД, использующие в качестве топлива

детонационные шнуры. Для проведения экспериментальных исследований процессов в ДД в ИТМ создана уникальная экспериментальная база с различными стендами для измерения импульсных характеристик ДД. Проведено более 200 испытаний ДД разных схем, подтвердивших высокую эффективность импульсных устройств с детонационным горением топлива. Получен ряд важных для науки и практики результатов, разработаны методы расчета характеристик ДД, рекомендации по их разработке, отработке.

В частности показана возможность использования ДД в качестве маршевых двигателей, рулевых двигателей для создания калиброванных управляющих усилий, двигателей для стабилизации и коррекции орбиты летательного аппарата. Показано, что импульсные устройства с детонационным горением топлива могут применяться во многих областях народного хозяйства.

2.3. Сверхзвуковые сопла для ДУ. В настоящее время активно разрабатываются концепции плотных компоновок многоступенчатых ракет, которые при соответствующих конфигурациях сопловых блоков ДУ и органах управления вектором тяги позволяют существенно улучшить энергомассовые характеристики ракеты [12].

Для РДТТ последнего поколения широкое распространение получили разнообразные конструкции утопленных в камеру сгорания сопел, уменьшающих продольные габариты ДУ. Однако большие заглубления сопла в камеру, требуемые габаритными ограничениями плотной компоновки ракеты, резко увеличивают массу сопла за счет дополнительного теплозащитного покрытия утопленной части сопла. Это неизбежно связано с усложнением конструкции двигателя, возрастанием потерь его удельного импульса. Поэтому такое направление в создании плотных компоновок ракет не получило развития и термогазодинамика сопел с большим заглублением в камеру мало исследована, а конст-

рукция не получила распространения в проектных разработках.

Одним из активно разрабатываемых на первых порах направлений при создании плотных компоновок ракет было создание разворачивающихся сопел, в том числе с эластичными насадками. Это направление также оказалось тупиковым, т.к. для разворачивания соплового насадка требуются сложные и массовые конструкции, плохо komponующиеся при совмещении ступеней ракеты. Кроме того, как показали предварительные экспериментальные исследования, уменьшается надежность конструкции сопла, усложняются средства разделения ступеней ракеты, запуска двигателя и регулирования вектора тяги.

В последнее время в ИТМ ведутся работы по созданию нетрадиционных схем сверхзвуковых сопел, в частности круглых и кольцевых, с укороченным контуром большим, чем в соплах с вариационными профилями (колоколообразных конфигураций) [7]. При этом наметились тенденции отдавать предпочтение соплам более простым и легким, не требующим больших затрат на изготовление и отработку, иногда даже в ущерб их энергетическим характеристикам.

Особое внимание при создании плотных компоновок ракет уделяется так называемому тарельчатому соплу – кольцевому соплу с внутренним расширением потока. Поток в таком сопле защищен от внешних воздействий, а вектор тяги может эффективно регулироваться как по величине, так и по направлению газодинамическими исполнительными органами – оптимальными для плотных компоновок ракет.

Систематическое экспериментальное изучение влияния конфигурации сопла на характеристики ДД [13, 14] показали, что прямой насадок и штыревое сопло обеспечивают больший удельный импульс по сравнению с простой трубой без соплового насадка. Расширяющееся сопло колоколообразной формы обеспечивает более высокие характеристики с точки

зрения возможности повышения тяги, чем сопло положительной кривизны. Сужающиеся сопла обеспечивали преимущество при высокой частоте пульсаций в камере и степени заполнения импульсов, а сужающе-расширяющиеся сопла (Лаваля) во всех случаях показывали худшие результаты. Оптимальная конструкция сопла ДД до сих пор дискуссионная.

Литература

1. Коваленко Н.Д. Достигнутый уровень и некоторые направления создания РД // *Техническая механика*. – 2005. – № 2. – С. 38-49.
2. Санин Ф.П., Джур Е.А., Кучма Л.Д., Хуторный В.В. Развитие ракетно-космической техники в Украине. – Днепропетровск: Днепропетровский национальный университет, 2001. – 322 с.
3. Ракеты и космические аппараты ГКБ "Южное" / Под ред. С.Н. Конюхова. – Днепропетровск: ООО "Колор Граф"; ООО РА "Тандем У", 2001. – 240 с.
4. Патент Украины №70261. ЖРД с регулируемым вектором тяги / Коваленко Н.Д. и др. Опубл. 15.09.2004, Бюл. № 12.
5. Патент Украины №71862А. ЖРД плотной компоновки с регулируемым вектором тяги / Коваленко Н.Д. и др. Опубл. 15.09.2004, Бюл. №12.
6. Коваленко Н.Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. – Днепропетровск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.
7. Стрельников Г.А. Регулируемые сверхзвуковые сопла малой длины. – Днепропетровск: Днепропетровский госуниверситет, 1993. – 192 с.
8. Коваленко Н.Д., Стрельников Г.А., Коваленко Г.Н. Некоторые принципиальные схемы систем термогазодинамического регулирования вектора тяги ЖРД // *Техническая механика*. – 2003. – № 2. – С. 33-40.
9. Коваленко Г.Н. Термогазодинамическое регулирование вектора тяги ЖРД при вдуве в сверхзвуковую часть сопла выхлопного газа турбины // *Проблемы высокотемпературной техники*. – 2004. – С. 54-60.
10. Коваленко Н.Д. и др. импульсные характеристики регулируемых узлов вдува системы регулирования вектора тяги РДТТ // *Техническая механика*. – 2001. – № 2. – С. 150-155.
11. Коваленко Н.Д. Некоторые решения по совершенствованию системы регулирования вектора тяги РДТТ вдувом камерного газа в сверхзвуковую часть сопла // *Техническая механика*. – 2002. – № 1. – С. 64-69.
12. Коваленко Н.Д., Стрельников Г.А. Газодинамическое управление сверхзвуковыми газовыми потоками в реактивных соплах // *Материалы IV Украинско-Российско-Китайского симпозиума по космической науке и технике*. – К., 1996. – С. 76-78.
13. Cambier J.L., Adelman H., Menees G. Numerical Simulations of an Oblique Detonation Wave Engine / AIAA. – 1988. – Paper 1988 – 0063.
14. Johnson C. The Effects of Nozzle Geometry on the Specific Impulse of a Pulse Detonation Engine // *Final Report*, 16 622, December 2001.

Поступила в редакцию 31.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев, Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Днепропетровск.

УДК 621.454.2.035.5

Д.А. ШАМРОВСКИЙ, Н.В. КОРОЛЬКОВА*Государственное конструкторское бюро “Южное”, Днепропетровск, Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ НА СРЕЗЕ СОПЕЛ РАЗЛИЧНЫХ ЖРД С ЦЕЛЬЮ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВИЙ ПРОВЕДЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ**

Проведено расчетно-экспериментальное исследование энергетических параметров потока продуктов сгорания на выходе из сопел двигателей, наземные испытания которых проходят в атмосфере без газодинамических труб (ГДТ), с ГДТ и в барокамере. Предложены критерии возможности запуска и совместной работы ГДТ и двигателя на режиме, которые позволяют на этапе проектирования сформировать комплекс требований по обеспечению условий для проведения стендовых испытаний.

ГДТ, барокамера, исследование, наземное огневое испытание, сверхзвуковой поток, дозвуковой поток, скачок уплотнения, безотрывное истечение потока, запуск двигателя

Введение

Постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. При проектировании ракетных двигателей одной из важных задач является определение условий проведения наземных (стендовых) испытаний, поскольку специальное стендовое оборудование для таких испытаний, как правило, разрабатывается одновременно с двигателями. Основное требование к стендовому оборудованию – это возможность обеспечения безотрывного истечения продуктов сгорания из сопла камеры двигателя. Большие технические сложности возникают при организации наземных испытаний высотных двигателей (предназначенных для работы в составе III – IV ступеней ракет носителей) из-за необходимости обеспечить низкое давление окружающей среды в районе среза сопла. Стендовое оборудование для наземных испытаний таких двигателей включает в себя, как правило, различные системы принудительного вакуумирования (эжекторы, вакуумные насосы и т.п.). Выбор характеристик таких систем зависит от энергетических параметров потока продуктов сгорания топлива на срезе сопла камеры двигателя.

Обзор публикаций и выделение нерешенных

задач. При организации стендовых испытаний высотных ракетных двигателей возможность применения газодинамических труб оценивается по минимальному допустимому давлению в камере сгорания рассматриваемого двигателя [1]. Исходными данными для такой оценки являются геометрические размеры сопла и результаты термогазодинамического расчета идеального процесса в камере сгорания при номинальном давлении. Минимальное давление в камере сгорания двигателя определяют по падению полного давления газов в прямом скачке уплотнения, исходя из предположения о том, что он расположен на срезе сопла в одномерном приближении [2] по соответствующим газодинамическим зависимостям [3] с учетом заданного противодавления. Возможность применения ГДТ определяется сравнением полученного минимального и номинального давления в камере сгорания.

В рассмотренном методологическом подходе не учитываются особенности действительного процесса горения и истечения, которые сопровождаются существенным снижением энергии потока. Кроме того, величина минимального допустимого давления в камере сгорания не позволяет учесть необ-

ходимое превышение номинального давления над минимальным с целью повышения надежности запуска ГДТ.

Постановка задачи данного исследования. Целью представленной работы является расчетно-экспериментальное исследование энергетических параметров потока продуктов сгорания на выходе из сопел различных двигателей для того, чтобы выработать комплекс требований к вновь проектируемому стендовому оборудованию или определить критерии возможности проведения испытания какого-либо двигателя с выбранным типом стендового оборудования. Расчетно-экспериментальные исследования выполнены для двигателей, испытываемых в атмосфере без ГДТ (РД170, РД855, РД856, РД261, РД262, РД263), испытываемых с ГДТ (РД120, РД8, РД862, РД861, РД858, РД859) и для двигателей, испытываемых в барокамере с дополнительными эжектирующими устройствами (РД866, РД864, РД869, РД868, 15Д280, 11Д75, УБ ДУ803, VEGA).

Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

Для оценки энергетических параметров потока продуктов сгорания на срезе сопла для каждого двигателя проведен термогазодинамический расчет идеального (теоретического) процесса [4], а также определены параметры продуктов сгорания, соответствующие действительному удельному импульсу по технической документации [5].

Из расчета следует, что полученные величины параметров торможения потока на срезе сопла, соответствующие действительному значению удельного импульса, в общем случае, значительно отличаются от результатов термодинамического расчета. Эти отличия указывают на снижение общей энергии потока, и должны быть учтены при дальнейших расчетах.

Возможность реализации безотрывного течения продуктов сгорания в сверхзвуковой части сопла

двигателя определена путем расчета условий возникновения скачка уплотнения на срезе сопла в одномерном приближении. В этом расчете определено такое давление окружающей среды p_n , при котором, вследствие решения системы уравнений динамической совместимости для прямого скачка уплотнения в одномерном приближении, на срезе сопла реализуются условия для возникновения скачка уплотнения. С учетом равенства весового расхода и полного теплосодержания потока до и после скачка уплотнения решение системы уравнений динамической совместимости сводится к определению условий, при которых удельный импульс дозвукового потока продуктов сгорания после скачка уплотнения $I_{доzv}$, становится равным действительному удельному импульсу I_0 сверхзвукового потока перед скачком.

Расчеты выполнены с учетом особенности дозвукового потока на срезе сопла, заключающейся в том, что после скачка уплотнения статическое давление в потоке $p_{ст}$ равно давлению окружающей среды p_n .

Удельный импульс дозвукового потока $I_{доzv}$ определен из системы уравнений динамической совместимости (закон сохранения массы, закон сохранения энергии, закон сохранения количества движения).

Решением этой системы является статическое давление дозвукового потока на срезе сопла, при котором удельный импульс дозвукового потока становится равным действительному удельному импульсу сверхзвукового потока и, следовательно, реализуются условия, при которых скачок уплотнения садится на срез сопла. Таким образом, с учетом соответствия статического давления и давления окружающей среды для дозвукового потока, полученное значение статического давления $p_{ст}$ является предельным ($p_{пред}$) для определения допустимой величины давления окружающей среды.

Чтобы оценить величину необходимого превышения $p_{пред}$ над p_n , предложен критерий возможно-

сти проведения испытания $dp1 = p_{пред} - p_n$ и рассмотрено его отношение к p_n , $dp1/p_n$.

Анализ результатов расчетов показал, что $p_{пред}$ для двигателей, испытания которых проходят с ГДТ без дополнительных эжектирующих устройств, несколько превышает уровень давления окружающей среды p_n . Вероятно, это связано с тем, что условия проведения испытаний были определены с учетом возможных отклонений параметров камер сгорания, определяемых настройкой или заданным диапазоном регулирования.

Из расчетов следует, что минимальная величина отношения критерия возможности проведения испытания к давлению окружающей среды ($p_n = 1,033 \text{ кгс/см}^2$) $dp1/p_n$ для двигателей, испытываемых в атмосфере без ГДТ, составляет 2,126, для двигателей, испытываемых с ГДТ, $dp1/p_n$ составляет 0,232, а для двигателей, испытываемых в барокамере с ГДТ и дополнительным эжектирующим устройством, $dp1/p_n < 0$.

По значению $dp1/p_n$ можно определить необходимые условия для проведения испытания двигателя:

- $dp1/p_n \geq 2,126$, свойственно двигателям, испытания которых проводятся в атмосфере, без ГДТ;
- диапазон величины $2,126 > dp1/p_n \geq 0,232$ характерен для двигателей, которые испытываются с ГДТ. Величина $dp1/p_n = 0,232$ является минимальной для этих двигателей и определяет минимальный проверенный запас превышения $p_{ст}$ над p_n , необходимый для надежного запуска ГДТ с учетом разброса характеристик и возможных особенностей предварительной настройки двигателя;
- если $dp1/p_n < 0$, то испытание двигателя необходимо проводить в барокамере с ГДТ и дополнительным эжектирующим устройством.

На основании проведенного анализа можно сделать вывод о том, что давление предварительного разрежения в барокамере $p_{н\text{ зап}}$ должно быть таким, чтобы величина $dp1/p_n$ была больше, чем $(dp1/p_n)_{\min}$

$= 0,232$.

Давление в барокамере необходимое для запуска двигателя и ГДТ может быть определено по формуле:

$$p_{н\text{ зап}} = p_{пред} / (1 + dp1/p_n).$$

Для обеспечения надежного запуска двигателя в барокамере с ГДТ и дополнительным эжектирующим устройством $dp1/p_n$ принято равным 0,232,

$$p_{н\text{ зап}} = p_{пред} / (1 + 0,232).$$

Сравнение величин $p_{н\text{ зап}}$ и давления предварительного разрежения в барокамерах $p_б$ показывает, что величина $p_{н\text{ зап}}$ иногда значительно превышает $p_б$. Это свидетельствует о том, что для проведения испытаний в барокамере давление предварительного разрежения выбирается со значительным запасом по сравнению с давлением, при котором должен происходить запуск ГДТ в соответствии с анализом энергетики потока. В то же время известно, что при проведении испытаний в барокамере (например, двигатель VEGA) этого запаса нет. При настройке на номинальное давление в камере сгорания двигателя VEGA запуск ГДТ происходит не всегда, поэтому для гарантированного запуска ГДТ двигатель настраивается на давление в камере сгорания на 20% больше номинального значения.

Из опыта проведения наземных стендовых испытаний высотных двигателей известно, что после успешного запуска двигателя с ГДТ появляется возможность регулирования двигателя по режиму в сторону понижения давления газов в камере сгорания до величин, при которых запуск двигателя с ГДТ без потери вакуума в районе среза сопла невозможен.

Анализ особенностей течения продуктов сгорания в газодинамическом тракте ГДТ показал, что после запуска ГДТ максимальным статическим давлением, которое может привести к входу скачка уплотнения в сопло двигателя, является давление звукового потока в горле ГДТ $p_{ст.г}$. Поэтому, критерием возможности работы двигателя с ГДТ на ре-

жиме после запуска принят $dp_2 = p_{пред} - p_{ст.г}$ и рассмотрено его отношение к p_n , dp_2/p_n .

Расчет давления в горле ГДТ проведен исходя из предположения о равенстве статического давления потока на срезе диффузора и давления окружающей среды, что характерно для дозвуковых потоков, и предположения о сохранении полного давления в горле ГДТ и диффузоре [5].

Если в результате расчета полного давления в диффузоре ГДТ получается, что $p_{0 ГДТ} = p_{0 ГДТ}^{кр}$, то в этом случае в горле ГДТ устанавливается звуковое истечение, т.е. происходит „запирание” ГДТ. Снижение p_n за счет, например, работы эжектирующих устройств, в этом случае, уже не приводит к изменению величин $p_{0 ГДТ}$ и $p_{ст.г}$.

Расчеты показывают, что величина dp_2/p_n в общем случае превышает величину dp_1/p_n . Это превышение обусловлено постоянством давления окружающей среды $p_n = 1,033 \text{ кгс/см}^2$, а анализ этой величины для двигателей, испытываемых при помощи принудительного эжектирования выхлопных газов затруднен из-за отсутствия замеров давления в газодинамических трактах между ГДТ и эжектирующими устройствами. Поэтому, для анализа требований к стендовому оборудованию при работе на режиме, величина dp_2/p_n принята равной величине $(dp_1/p_n)_{мин}$. Исходя из этого для двигателей, испытываемых в барокамере, определено требуемое рабочее давление за ГДТ $p_n^{рабоч}$. Из расчета следует, что после запуска двигателя давление за ГДТ может быть несколько повышено.

По методикам, представленным в [2] и [6] определено давление окружающей среды, при котором истечение продуктов сгорания будет безотрывным.

Расчеты показали, что давление отрыва для всех двигателей, которые проходят испытания без ГДТ, превышает атмосферное давление, за исключением двигателя РД262. Поскольку при испытаниях двигателя РД262 отрыв потока не наблюдается, можно сделать вывод о том, что зависимость для $p_{отрыва}$

позволяет определить эту величину с некоторым запасом ($\sim 0,09 \text{ кгс/см}^2$). Сравнение расчетного давления отрыва с давлением предварительного давления в барокамере для высотных двигателей показывает, что они близки. Это позволяет сделать вывод о том, что, вероятно, давление предварительного разрежения в барокамере назначалось исходя из результатов анализа величины давления отрыва потока на срезе сопла. Анализ соотношений давлений при запуске ГДТ для двигателей, испытываемых с ГДТ в атмосфере, указывает на то, что давление предварительного разрежения в барокамере может быть существенно повышено при соответствующей организации стыковки среза сопла и фланца ГДТ (за счет установки плавающих колец, обеспечения малых зазоров и т. п.).

Вывод и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Проведена расчетная оценка энергетических свойств потока продуктов сгорания на срезе сопел различных двигателей с целью определения характеристик стендового оборудования для проведения наземных испытаний высотных ЖРД. В качестве критерия, характеризующего возможность успешного запуска ГДТ предложено использовать отношение разности предельного давления входа скачка уплотнения в сопло и давления окружающей среды к давлению окружающей среды перед запуском ($dp_1/p_n = (p_{пред} - p_n)/p_n$).

В качестве критерия, характеризующего возможность срыва ГДТ после выхода на режим предложено использовать отношение разности предельного давления входа скачка уплотнения в сопло и статического давления дозвукового потока в горле ГДТ к давлению окружающей среды за ГДТ на режиме ($dp_2/p_n = (p_{пред} - p_{ст.г})/p_n$). Отличие величин $p_{ст.г}$ и p_n обусловлено работой диффузора ГДТ и может быть значительным. При расчете критериев возможности запуска и срыва ГДТ следует учиты-

вать, что давление окружающей среды за ГДТ перед запуском двигателя и после выхода на режим в случае применения эжектирующих устройств могут заметно отличаться.

Проведенная оценка энергетических особенностей потоков продуктов сгорания показала, что при $dp1/p_n \geq 2,126$, испытание двигателя можно проводить в атмосфере, без ГДТ. При $2,126 > dp1/p_n \geq 0,232$, испытание двигателя необходимо проводить с ГДТ, причем $dp1/p_n = 0,232$ – это минимальная проверенная величина, при которой с достаточной степенью надежности осуществляется запуск ГДТ с обычным для ЖРД разбросом настройки по режиму. Если определенное при $p_n = 1,033 \text{ кгс/см}^2$, $dp1/p_n < 0$, то это значит, что для проведения испытания этого двигателя необходимо использовать барокамеру с устройством принудительного вакуумирования. При этом давление предварительного разрежения (перед запуском двигателя) p_n с целью обеспечения запуска ГДТ в проверенном диапазоне, следует выбирать из условия $dp1/p_n \geq 0,232$. Эжектирующее устройство для испытаний двигателя следует подбирать с такой производительностью, чтобы после запуска двигателя давление за ГДТ не превысило уровень, определяемый условием $dp2/p_n \geq 0,232$.

Анализ соотношения величины давления отрыва потока продуктов сгорания на срезе сопел различных двигателей и давления предварительного разрежения в барокамерах позволил сделать предположение о том, что давление предварительного разрежения было выбрано исходя из условия обеспечения безотрывного истечения продуктов сгорания после запуска двигателя. Анализ условий запуска двигателей с ГДТ показывает, что при соответствующей организации стыковки камеры двигателя и верхнего фланца ГДТ (за счет установки плавающих колец,

обеспечения малых зазоров и т.п.) давление предварительного разрежения может быть существенно повышено.

Литература

1. Массье П., Рошке Е. Экспериментальное исследование выхлопных диффузоров для ракетных двигателей // В кн. Исследование ракетных двигателей на жидком топливе. – М.: Мир, 1964. – С. 96-109.
2. Научно-технический отчет „Оценки и рекомендации по использованию существующей ГДТ для стендовых испытаний камеры двигателя к третьей ступени РН „Циклон-4”,...”. ФГУП „Исследовательский центр имени М.В. Келдыша”. – М., 2004. – 111 с.
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 488 с.
4. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (Астра. 4/рс): Описание применения. – М.: МГТУ им. Баумана, инв. 445/1324. – 57 с.
5. Научно-технический отчет №НТО 445-031/2007 „Анализ энергетических параметров потока продуктов сгорания на срезе сопел различных ЖРД для определения условий проведения наземных огневых испытаний...”. – ГКБ „Южное”, Днепропетровск, 2007. – 13 с.
6. Комплекс программ расчета равновесных течений газа в сверхзвуковых соплах – «Consor». Описание математической модели и алгоритма расчета.

Поступила в редакцию 23.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук А.В. Климов, ГКБ „Южное”, Днепропетровск.

УДК 629.73.004.82:532.525.6

Т.П. НАБОКИНА, А.В. ГАЙДАЧУК, А.М. ГРУШЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***ВЛИЯНИЕ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЖРД МТ НА ПРОЦЕСС
РАЗУПРОЧНЕНИЯ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ В ЗОНЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ
СВЕРХЗВУКОВОЙ ГАЗОВОЙ СТРУИ**

Рассмотрено влияние режимных параметров жидкостных ракетных двигателей малых тяг на процесс разупрочнения алюминиевых сплавов, находящихся в зоне воздействия сверхзвуковых высокотемпературных газовых струй продуктов сгорания. Рассмотрены экономические аспекты применения метода разделительной резки. Приведены некоторые результаты теоретических и экспериментальных исследований.

разупрочнение, внутрикамерные параметры, топливные компоненты, расходный комплекс, прожиг, пробой, разрушение металла

Введение

Утилизация списанных летательных аппаратов (ЛА) с характерной архитектурой планера и преимущественно применяемыми в конструкциях материалами на основе алюминиевых сплавов с характерными толщинами $b = (2 \dots 8) 10^{-3}$ м стимулировала исследования по рациональному выбору комплекса технологических методов разделительной резки [1 – 3]. В процессе этих исследований была эмпирически установлена, а затем и теоретически доказана возможность разделительной резки элементов конструкции ЛА с помощью сверхзвуковых высокотемпературных газовых струй, без доведения металла в зоне реза до состояния плавления [4]. Новый метод разделительной резки был реализован при утилизации списанных ракетноносцев Ту-95МС в г. Узин. Несмотря на очевидную перспективность метода с точки зрения минимизации энергозатрат [5], только детальные комплексные исследования новой технологии позволяют максимально эффективно реализовать ее преимущества.

Формулирование проблемы. Реализация технологии разделительной резки с использованием эффекта теплового разупрочнения фрагментируемой конструкции предполагает решение следующих проблем:

- определение рационального соотношения тепловой мощности режущей струи и толщины разрезаемого материала;
- определение оптимального способа реализации тепловой мощности газогенератора и струи;
- нахождение границ применимости нового метода.

Ответы на большинство поставленных вопросов были получены в результате комплексного решения следующих взаимосвязанных задач:

- влияния внутрикамерных параметров газогенератора на энергию режущих струй;
- зависимости процессов распространения тепла, а значит, и процессов разупрочнения металла от тепловой мощности струй, их характерных размеров и толщин обрабатываемых материалов;
- влияния динамического напора сверхзвуковых струй, полученных при определенных внутрикамерных и расходных параметрах газогенератора, на процесс потери прочности разупрочненной преграды определенной толщины;
- анализа экономических показателей нового метода разделительной резки.

Ниже приведены основные результаты, полученные в процессе экспериментально-теоретических исследований.

Решение проблемы

Генерация сверхзвуковых режущих струй. В качестве газогенератора (ГГ) использован жидкостный ракетный двигатель малых тяг (ЖРД МТ) на экологически чистой топливной паре – сжатый воздух и углеводородное горючее (керосин). Регенеративное охлаждение камеры сгорания обусловило необходимость работы ГГ в диапазоне коэффициента окислителя $\alpha_{ок} \approx 1,15 \dots 1,2$. Известно, что основным параметром камер сгорания подобного типа является теоретический расходный комплекс β_T , который для данного топлива и $\alpha_{ок}$ – величина практически постоянная [6]. Расходный комплекс β_T наилучшим образом характеризует взаимосвязь режимных и размерных параметров камеры сгорания ЖРД МТ. Действительно, всегда можно определить теоретический массовый расход продуктов сгорания через сопло ГГ площадью $f_{кр}$, если известно давление в камере сгорания газогенератора P_k :

$$\dot{m}_\Sigma = \frac{P_k \cdot f_{кр}}{\beta_T}, \quad (1)$$

где $\dot{m}_\Sigma$ – массовый расход продуктов сгорания, $\frac{кг}{с}$;

P_k – давление в камере сгорания, Па;

$f_{кр}$ – площадь критического сечения сопла, $м^2$;

$\beta_T = 1184 \frac{М}{с}$ для $\alpha_{ок} = 1,2$.

Расход продуктов сгорания $\dot{m}_\Sigma$ может быть представлен как сумма расходов горючего и окислителя:

$$\dot{m}_\Sigma = \dot{m}_{ок} + \dot{m}_Г, \quad (2)$$

где $\dot{m}_{ок}$ – расход окислителя, $\frac{кг}{с}$;

$\dot{m}_Г$ – расход горючего, $\frac{кг}{с}$.

Величина $\dot{m}_{ок}$ определяет стоимость энергозатрат на сжатие воздуха до давления P_k , а величина

$\dot{m}_Г$ непосредственно связана со стоимостью керосина. Таким образом, величина $\dot{m}_\Sigma$ определяет экономику процессов разделительной резки разупрочнением сверхзвуковой струей, полученной при значениях внутрикамерного давления P_k и величинах критического сечения сопла $f_{кр}$.

Подобие процессов разделительной резки материалов разупрочнением. Совместный анализ процессов теплообмена сверхзвуковых струй с преградами, процессов потери прочности материала и динамического воздействия струй на преграду позволил существенно минимизировать экспериментальные исследования и, в конечном итоге, получить принципиально важный результат, суть которого состоит в следующем: материалы на основе алюминиевых сплавов определенной толщины b могут быть разрушены за одно и то же время сверхзвуковыми струями, полученными с помощью газогенератора с различным внутрикамерным давлением P_k и различными значениями $f_{кр}$, но при этом, произведение $\dot{m}_\Sigma \cdot P_k$ будет оставаться примерно постоянным. Под процессом разрушения преграды понимается процесс прожига при ортогональном натекании на нее струи.

Обобщение многочисленных экспериментальных результатов прожига листовых материалов из Д16Т различной толщины в координатах время прожига τ и произведения $\dot{m}_\Sigma \cdot P_k$, позволяет установить диапазон рациональных значений технологического параметра $\dot{m}_\Sigma \cdot P_k$ (рис. 1) при прожиге материала с толщинами, характерными для конструкции планера списанной авиационной техники (область II). Значения $\dot{m}_\Sigma \cdot P_k$ выше указанного диапазона соответствуют необоснованно большим временам пробы, т.е. к вырождению метода резки разупрочнением (область I). Область III характеризует избыточность значений технологического параметра – прожиг материалов с толщинами $b = (2 \dots 8) \cdot 10^{-3}$ м происходит

примерно за одно и то же время, при этом дальнейшем увеличении $\dot{m}_\Sigma \cdot P_K$ не приводит к существенному уменьшению τ .

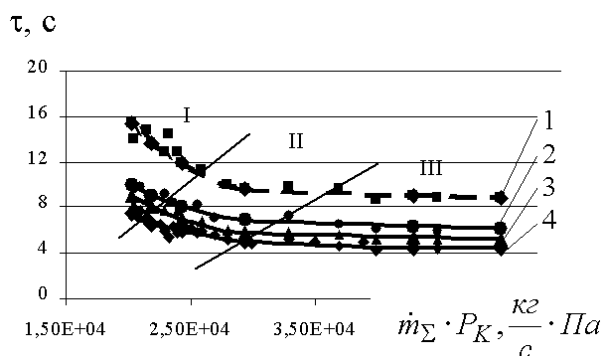


Рис. 1. Зависимость времени прожига от технологического параметра $\dot{m}_\Sigma \cdot P_K$:

1 – $b = 8 \cdot 10^{-3}$ м; 2 – $b = 4 \cdot 10^{-3}$ м;
3 – $b = 3 \cdot 10^{-3}$ м; 4 – $b = 2 \cdot 10^{-3}$ м

Полученные экспериментальные результаты хорошо коррелируют с теоретическими зависимостями $\tau = f(\dot{m}_\Sigma \cdot P_K)$, полученными методом численного моделирования, что позволяет прогнозировать возможности метода резки разупрочнением в области больших толщин материалов и больших значений $\dot{m}_\Sigma \cdot P_K$.

Заключение

В результате экспериментально-теоретических исследований установлена область применимости разделительной резки разупрочнением листовых материалов из сплава Д16Т с характерными толщинами $(2 \dots 8) \cdot 10^{-3}$ м, для которых необходимо использовать термогазоструйные резаки с расходными и внутрикамерными параметрами, соответствующими значениям $\dot{m}_\Sigma \cdot P_K = (2,1 \dots 3,75) \cdot 10^4 \frac{\text{кг}^2}{\text{с}} \cdot \text{Па}$.

Экономическая эффективность метода разделительной резки разупрочнением, при прочих равных условиях, определяется затратами горючего и затратами на сжатие воздуха, которые, в свою очередь,

существенно зависят от способа работы газогенератора – при малых значениях $\dot{m}_\Sigma$ и высоких давлениях в камере сгорания P_K , или при низких P_K , но существенных по величине $\dot{m}_\Sigma$.

Литература

1. Жданов Ю.А., Сухов В.В. Научно-техническое обеспечение комплексной утилизации авиационных и морских средств поражения (АСП и МСП) // Технологические системы. – К: УкрНИИАТ. – 1999. – Вып. 2. – С. 72-74.
2. Кривов Г.А., Матвиенко В.А., Афанасьева Л.Ф. Мировая авиация на рубеже XX – XXI столетий. Промышленность, рынки. – К.: 2003. – 296 с.
3. Набокина Т.П. Анализ технологий утилизационной фрагментации планеров воздушных судов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 2 (18). – С. 22-27.
4. Набокина Т.П. Исследование процессов разделительной резки металлов сверхзвуковыми высокотемпературными струями // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 5 (21). – С. 12-16.
5. Набокина Т.П. Технологические аспекты применения ЖРД МТ для утилизационной фрагментации аэрокосмической техники // IX Міжнар. молодіжна науково-практична конференція “Людина і Космос”: Збірник тез. – Дніпропетровськ, 2007. – С. 123.
6. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. / Под ред В.П. Глушко: в 6-ти т. – К., 1973. – Т. 3. – 624 с.

Поступила в редакцию 31.05.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 533.9.07

А.П. КИСЛИЦЫН, А.В. ЛОЯН, Т.А. МАКСИМЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина***СПЕКТРОСКОПИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАЗМЕННОГО ФАКЕЛА ЭРД**

Рассмотрены теоретические аспекты спектроскопических исследований плазменного факела СПД. Показано, что скорости направленного движения возбужденных частиц и каскадные радиационные переходы существенно влияют на распределение интенсивностей спектральных линий вдоль оси факела. Установлено, что для осуществления количественного спектрального анализа необходимо контролировать всю область факела, начиная от среза двигателя.

стационарный плазменный двигатель, эрозия, спектроскопия, каскадный радиационный переход**Введение**

Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. Испытания лабораторных и опытных образцов ЭРД, проводимые с целью создания и улучшения летных экземпляров, требуют тщательных и всесторонних исследований. Исследование состояния плазменного факела является неотъемлемой частью любых испытаний, поскольку факел включает в себя ускоренные частицы рабочего тела и определяет эффективность процесса ускорения этих частиц, а, следовательно, эффективность работы ЭРД. Традиционными исследованиями состояния плазмы факела являются зондовые исследования и спектроскопические [1]. В последнее время все большее внимание уделяется именно спектроскопическим исследованиям, что связано с большой информативностью этих методов и созданием спектральных приборов нового поколения, допускающих работу совместно с компьютером, что существенно облегчает процесс обработки информации и обеспечивает оперативность ее получения.

Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем. При проведении спектроскопических исследований плазмы факела ЭРД, как правило, не учитывается упорядоченное движение возбужденных атомов и ионов, которое приводит к изменению ее состава вдоль направления движения частиц [2]. Такое изменение состава будет иметь место, по-

скольку излучающие частицы (возбужденные атомы и ионы) обладают ограниченным временем жизни в возбужденных состояниях [3]. Радиационные девозбуждения частиц ксеноновой плазмы, приводящие их в основное (невозбужденное) состояние, могут быть не только прямыми, но и каскадными [4]. Каскадные радиационные переходы будут искажать не только локальные спектральные плотности излучения, но и интегральные для всего факела или выделенной его области. Априорное пренебрежение влиянием перечисленных факторов ставит под сомнение достоверность качественных, а тем более, количественных результатов спектроскопических исследований.

Цель исследований. Целью данной работы является теоретическое исследование влияния упорядоченного движения излучающих частиц плазмы факела ЭРД на спектральный состав локального и интегрального излучения плазмы.

Результаты исследований

Для анализа выбрана одномерная модель факела. Предполагается, что возбуждение атомов ксенона осуществляется электронным ударом, а девозбуждение осуществляется за счет спонтанных радиационных переходов. Область «ионизации / возбуждения» рабочего тела локализована в малой пространственной области вблизи среза движителя (рис. 1), а

именно в сечении $x = 0$. В данной области обеспечивается генерация исходной плазмы факела с соответствующим компонентным составом $N_{0,0}, N_{1,0}, \dots, N_{j,0}$. Здесь и в дальнейшем первый нижний индекс определяет номер возбужденного состояния частиц, а второй – рассматриваемое сечение факела. В области «ионизации/возбуждения» скорости генерации частиц $\eta_{0,0}, \eta_{1,0}, \dots, \eta_{j,0}$ ($\eta = \frac{dN}{dt}$) определяются дифференциальными сечениями ионизации/возбуждения и энергиями электронов, поступающих в эту область от катода. В факеле ЭРД каждая компонента плазмы имеет свою определенную скорость ($v_1, v_2, \dots, v_i$), которая в общем случае зависит от рассматриваемого сечения.

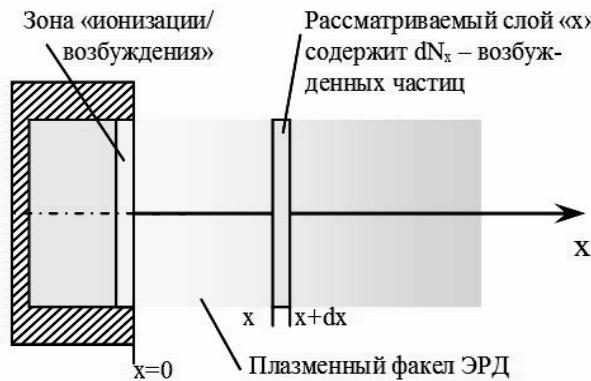


Рис. 1. Пояснения к рассматриваемой модели излучающего факела

Все компоненты плазмы, кроме нулевой, соответствуют возбужденным состояниям атомных систем (атомов и ионов), а в возбужденных энергетических состояниях атомные системы находятся не бесконечно долго. По истечении некоторого времени, вполне определенного для каждого из радиационных переходов, возбужденные частицы переходят в менее возбужденные состояния с испусканием светового кванта (излучательные переходы). В результате этого спектральный компонентный состав плазмы изменяется с течением времени, и соответственно, вдоль оси факела.

Число спонтанных радиационных переходов $Z_{u,l}$ в единицу времени с верхнего энергетического уровня E_u на нижний E_l пропорционально числу

частиц, находящихся на верхнем уровне N_u ($u = 1; 2; \dots; i$):

$$Z_{u,l} = A_{u,l} \cdot N_u. \quad (1)$$

Величина $A_{u,l}$, являющаяся коэффициентом пропорциональности, определяет количество спонтанных переходов в единицу времени в расчете на одну возбужденную частицу или величину обратную среднему времени жизни частицы в возбужденном состоянии, и характеризует вероятность спонтанного излучательного перехода.

Излучательные переходы сопровождаются уменьшением количества элементов одной компоненты плазмы (числа частиц находящихся на энергетическом уровне E_u) и увеличением количества элементов другой компоненты (числа частиц находящихся на энергетическом уровне E_l). Число спонтанных переходов $Z_{u,l}$ определяет с одной стороны интенсивность линии излучения плазмы с длиной волны $\lambda_{u,l}$, с другой – скорость уменьшения содержания в плазме компоненты с индексом u и увеличения компоненты с индексом l . Данные связи можно описать соотношениями

$$I \propto Z_{u,l} = A_{u,l} N_u, \quad (2)$$

$$\frac{dN_u}{dt} = -A_{\Sigma u} N_u = -\left(\sum_l A_{u,l} \right) \cdot N_u, \quad (3)$$

$$\frac{dN_l}{dt} = A_{u,l} N_u. \quad (4)$$

На основании данных связей, с учетом всех возможных излучательных (радиационных) переходов $u \rightarrow l$, можно установить компонентный состав плазмы в произвольном сечении факела и суммарный спектральный состав излучения. При этом принципиально можно выявить связь между суммарным спектральным составом и скоростью генерации компонент излучающей системы в зоне «ионизации/возбуждения». Аналитическое решение подобных задач в общем виде не представляется возможным, а численное решение сопровождается очень большими трудностями. Поэтому рассмотрим некоторые частные случаи.

Однокомпонентная излучающая система.

Плазма факела содержит *только одну излучающую компоненту «и»*, которая имеет единственный радиационный переход в основное состояние ($u \rightarrow 0$), характеризуемый радиационной постоянной A_u . В нулевом сечении ($x = 0$) имеет место генерация компоненты с постоянной скоростью $\eta_{0,u}$ и элементы компоненты движутся вдоль оси «х» с постоянной скоростью v_u . Рассматривая распределение компоненты **и** вдоль оси «х» (ось факела ЭРД), введем такую характеристику как линейную плотность компоненты $n_u = \frac{dN_u}{dx}$, т.е. отношение числа элементов компоненты, находящихся на отрезке оси от сечения x до сечения $x + dx$ к протяженности этого отрезка. Учитывая стационарный режим работы двигателя, можем записать, что количество рожденных элементов компоненты **и** в сечении $x = 0$ равно количеству унесенных элементов этой компоненты из данного сечения

$$\frac{dN_{0,u}}{dt} = \frac{dN_{0,u}}{dx} \frac{dx}{dt} = n_{0,u} \cdot v_u, \quad (5)$$

где $n_{0,u}$ – линейная плотность элементов компоненты **и** в сечении $x = 0$.

Наличие процесса излучения приводит к тому, что по мере удаления от сечения генерации концентрация элементов компоненты уменьшается. В произвольном сечении «х» находится число элементов равное $dN_{x,u} = n_{x,u} \cdot dx$. В следующее сечение потока эти элементы переходят через промежуток времени dt , но уже в меньшем количестве благодаря процессу радиационного девозбуждения, описываемому соотношением (3). Изменение числа элементов компоненты **и** вдоль оси факела описывается дифференциальным уравнением.

$$\frac{d}{dx}(n_{x,u}) = -\frac{A_u}{v_u} \cdot n_{x,u} \quad (6)$$

с граничным условием $n_{x,u}|_{x=0} = n_{0,u}$.

Решением этого дифференциального уравнения при условии постоянства скорости движения элементов компоненты ($v_u = const$) есть функция

$$n_{x,u} = n_{0,u} \cdot \exp\left(-\frac{A_u}{v_u} x\right). \quad (7)$$

Полученный результат с учетом (5) позволяет записать для распределения плотности излучения, испускаемого рассматриваемой компонентой, выражение

$$\frac{dI}{dx} \propto \frac{d}{dx}(A_u N_u) = A_u \frac{dN_u}{dx} = A_u n_{x,u}.$$

Общая интенсивность излучения факела определяется как сумма излучений всех его частей, а именно

$$\begin{aligned} I &= \int dI = \int_0^\infty \left(\frac{dI}{dx}\right) dx \propto \int_0^\infty A_u n_{x,u} dx = \\ &= A_u \int_0^\infty n_{0,u} \exp\left(-\frac{A_u}{v_u} x\right) dx = n_{0,u} v_u. \end{aligned}$$

С учетом (7) получаем соотношение

$$I \propto \frac{dN_{0,u}}{dt}, \quad (8)$$

свидетельствующее о том, что в однокомпонентной системе интенсивность полного излучения факела пропорциональна скорости генерации данной компоненты в сечении «ионизации/возбуждения», что не противоречит законам сохранения.

В многокомпонентной системе при отсутствии каскадных переходов, т.е. при отсутствии рождения элементов компонент в объеме факела за счет распада других компонент, общая интенсивность излучения представляется простой суммой интенсивностей, и будет определяться только скоростями генерации наблюдаемых компонент в области «ионизации/возбуждения».

$$I_\Sigma = \sum_u I \propto \sum_u \frac{dN_{0,u}}{dt}. \quad (9)$$

Если излучение, направляемое в спектрометр, собирается не из всего пространства факела, то простое суммирование, имеющее место в отсутствие взаимных влияний излучателей, по части пространства факела от сечения x_1 до x_2 даст

$$I'_\Sigma = \sum_u \int_{x_1}^{x_2} A_u n_{x,u} dx = \sum_u (A_u n_{0,u} \int_{x_1}^{x_2} \exp\left(-\frac{A_u}{v_u} x\right) dx) =$$

$$= \sum_u n_{0,u} v_u (\exp(-\frac{A_u}{v_u} x_1) - \exp(-\frac{A_u}{v_u} x_2)). \quad (10)$$

В соотношениях (8) и (10) величины A_u/v_u удобно записать в виде $1/x^*$, где x^* является некоторым характерным расстоянием, на котором интенсивность излучения уменьшается в e раз. Такое представление окажется весьма удобным при обработке экспериментальных данных.

Двухкомпонентная излучающая система с каскадным радиационным переходом. В излучающей системе ЭРД, которой является плазма его факела, радиационное девозбуждение частиц может идти не только прямым, но и каскадным путем. Например, линия излучения Хе-I $\lambda_{823\text{нм}}$ появляется при переходе атома из состояния $6p[1\frac{1}{2}]$ в состояние $6s[1\frac{1}{2}]^o$. Но в возбужденное состояние $6p[1\frac{1}{2}]$ атом ксенона может попасть либо в результате столкновения с электроном в зоне «ионизации/возбуждения», либо благодаря радиационному переходу атома из более возбужденных состояний в менее возбужденные ($5d'[1\frac{1}{2}]^o \rightarrow 6p[1\frac{1}{2}]; 5d'[2\frac{1}{2}]^o \rightarrow 6p[1\frac{1}{2}];$ и т.д.) с излучением фотонов

Простейший вариант излучающей системы с каскадным девозбуждением представляет собой два сорта возбужденных частиц «1» и «2», генерация которых происходит в сечении $x = 0$ со скоростями генерации η_1 и η_2 соответственно. Эти частицы в исходном состоянии обладают скоростями v_1 и v_2 , которые при дальнейшем движении частиц не изменяются. Частицы с течением времени (при их движении вдоль оси x) девозбуждаются, но если частицы сорта «1» переходят в основное (невозбужденное) состояние, то частицы сорта «2» девозбуждаясь трансформируются в частицы сорта «1». Такой процесс трансформации для частиц сорта «1» можно представить как появление дополнительных объемных источников этих частиц согласованных со стоками частиц сорта «2». В этом случае для распределения концентрации частиц сорта «1» (элементов компоненты «1») вдоль оси «х» можем записать

$$n_{x,1} = n_{x,1}^0 + n_{x,1}^*, \quad (11)$$

где $n_{x,1}^0$ – концентрация частиц сорта «1», появившихся в факеле за счет генерации их в сечении $x = 0$; $n_{x,1}^*$ – концентрация частиц сорта «1», появившихся в объеме факела благодаря девозбуждению частиц сорта «2».

Уравнение, описывающее изменение концентрации контролируемых частиц (частицы сорта «1») вдоль оси «х», получим по аналогии с уравнением (6) из рассмотрения баланса частиц в произвольном сечении факела. Уравнение имеет вид

$$\frac{d}{dx}(n_{x,1}) = -\frac{A_1}{v_1} n_{x,1} + \frac{A_2}{v_2} n_{0,2} \cdot \exp\left(-\frac{A_2}{v_2} x\right) \quad (12)$$

с граничным условием

$$n_{x,1}|_{x=0} = n_{0,1}.$$

Решения уравнения зависят от соотношений величин радиационных постоянных и скоростей движения частиц.

$$\text{Случай а) } \frac{A_1}{v_1} \neq \frac{A_2}{v_2}.$$

$$n_{x,1} = n_{0,1} \cdot \exp\left(-\frac{A_1}{v_1} x\right) + n_{0,2} \frac{A_2 v_1}{A_1 v_2 - A_2 v_1} \exp\left(-\frac{A_2}{v_2} x\right) \times \left[1 - \exp\left(\frac{A_2 v_1 - A_1 v_2}{v_1 v_2} x\right)\right]. \quad (13)$$

$$\text{Случай б) } \frac{A_1}{v_1} = \frac{A_2}{v_2} = 0.$$

$$n_{x,1} = \left[n_{0,1} + n_{0,2} \frac{A_1}{v_1} x\right] \cdot \exp\left(-\frac{A_1}{v_1} x\right). \quad (14)$$

Численный анализ теоретически рассмотренных ситуаций осуществлялся для возбужденных атомов, упорядоченно движущихся со скоростями 700 м/с и характеризуемых радиационными постоянными $A_{rad1} = 10^6$ 1/с для перехода атома из состояния «1» в основное состояние «0», $A_{rad2} = 5 \cdot 10^5$ 1/с для перехода из состояния «2» в состояние «1» и $A_{rad3} = 2 \cdot 10^6$ 1/с для перехода из состояния «3» в состояние «1».

Как видно из рис. 2, распределение концентраций возбужденных частиц вдоль оси факела, а, следовательно, и локальных интенсивностей излучения, соответствующих данным переходам, в значительной степени зависит от скорости процесса радиационного девозбуждения, определяемого радиационной постоянной A_{rad} (кривые соответствующие переходам «1–0», «2–1» и «3–1»).

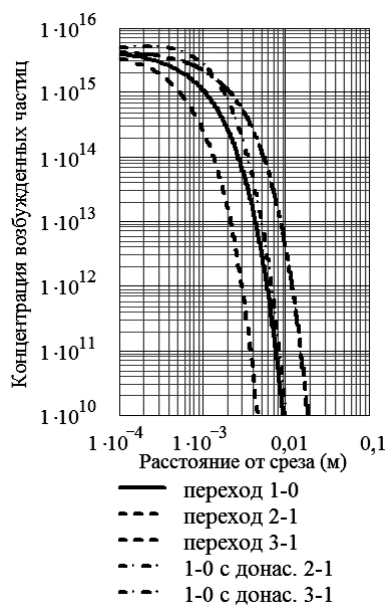


Рис. 2. Распределение концентраций возбужденных частиц

Распределение концентрации возбужденных атомов в состоянии «1», при учете процесса донаесения этого состояния, существенно зависит от значения радиационной постоянной, характеризующей соответствующий переход. Так, если радиационная постоянная «подпитывающего» перехода больше, чем основного, то наблюдается рост концентрации частиц в контролируемом состоянии «1» вблизи области «ионизации/возбуждения». Если радиационная постоянная «подпитывающего» перехода меньше, чем основного, то рост концентрации частиц в контролируемом состоянии «1» наблюдается в пространстве факела удаленном от области «ионизации/возбуждения».

Влияние скоростей упорядоченного движения на распределение концентрации возбужденных частиц представлено на рис. 3. Из рисунка видно, что час-

тицы, имеющие большие скорости, будут иметь большие концентрации в пространстве факела и именно они будут определять общую концентрацию и локальную интенсивность излучения частиц данной степени возбуждения.

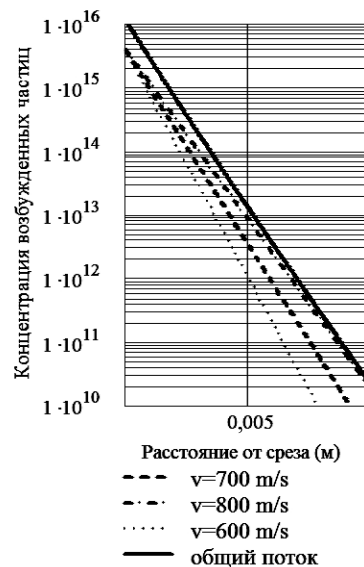


Рис. 3. Влияние скоростей упорядоченного движения на распределение концентрации возбужденных частиц

Ширина контролируемой области факела (начало контролируемой области совпадает со срезом двигателя) влияет на общую интенсивность спектральной линии, но только до вполне определенного значения этой ширины (рис. 4).

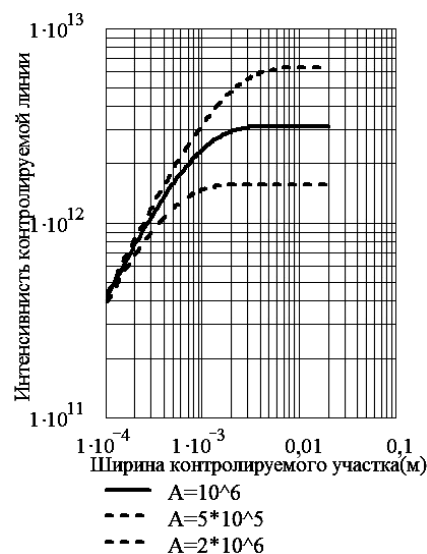


Рис. 4. Влияние ширины контролируемой области факела на общую интенсивность спектральной линии

Увеличение ширины контролируемой области больше, назовем ее «минимально допустимой», не будет приводить к измеряемым увеличениям общей интенсивности спектральной линии. Значение «минимально допустимой ширины контролируемой области» обратно пропорционально радиационной постоянной, соответствующей наблюдаемой спектральной линии. Смещение контролируемой области от среза двигателя приводит к очень быстрому уменьшению интенсивности контролируемой спектральной линии (рис. 5). Наибольшие искажения интенсивностей будут наблюдаться для тех спектральных линий, которые имеют наибольшие значения радиационных постоянных, соответствующих данным переходам.

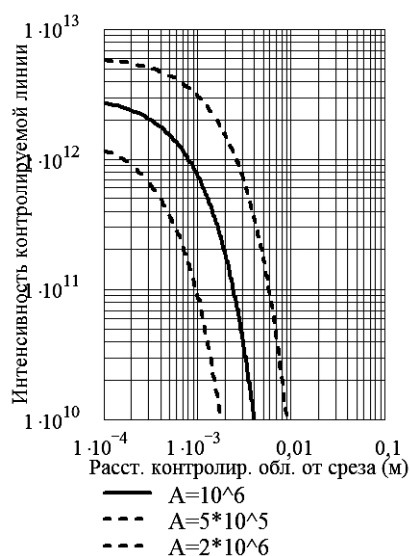


Рис. 5. Влияние смещения контролируемой области от среза двигателя на общую интенсивность спектральной линии

Выводы

Проведенные теоретические исследования излучательной способности плазменного факела ЭРД позволяют отметить:

Каскадные радиационные переходы существенным образом влияют на локальную и интегральную интенсивность спектральной линии последнего перехода, приводящего атом в основное состояние.

Локальная интенсивность спектральных линий в областях факела ЭРД удаленных от области «иони-

зация/возбуждение» определяется частицами данной степени возбуждения, имеющими наибольшую скорость упорядоченного движения.

При проведении спектроскопических исследований, результаты которых в дальнейшем будут использоваться для количественного анализа, необходимо в обязательном порядке обеспечивать протяженность контролируемой части факела не меньше «минимально допустимой» для линий, получаемых за счет радиационных переходов, характеризующихся наименьшими значениями радиационной постоянной.

Контролируемая область спектроскопических исследований, направленных на количественный анализ, должна обязательно включать в себя срез двигателя. В противном случае будет иметь место очень сильное искажение соотношений между интенсивностями спектральных линий, соответствующих переходам имеющим различные значения радиационных постоянных.

Данная работа проведена в рамках проекта УНТЦ №1936.

Литература

1. Методы исследования плазмы / Под ред. В. Лохте-Хольтгревена. – М.: Мир, 1971. – 552 с.
2. Optical emission spectroscopy measurements on a SPT-20 hall effect thruster on the KNAI ground test facility / D. Pagnon, S. Pellerin, M. Dudeck, T.A. Maksimenko, N.N. Koshelev, A.V. Loyan // Aerospace technology and technology. – 2006. – № 10 (36). – P. 117-122.
3. Кондиленко И.И., Коротков П.А. Введение в атомную спектроскопию. – К.: Вища школа, 1976. – 304 с.
4. Стриганов А.Р., Свентицкий И.С. Таблицы спектральных линий нейтральных и ионизованных атомов. – М.: Атомиздат, 1966. – 736 с.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И.Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 533.9.07

Н.Н. КОШЕЛЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***РЕСУРСНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЭМИТТЕРОВ СЛАБОТОЧНЫХ КАТОДОВ**

Предложен экономичный метод ресурсных испытаний импрегнированных скандатных W-Ba эмиттеров. Приводится обоснование адекватности проточного и непроточного дуговых разрядов при фиксированном давлении. Экспериментально показано оптимальное соотношение скандатного импрегнанта и вольфрамовой матрицы.

стационарный плазменный двигатель, безнакальный полый катод, эмиттер**Введение**

Составным элементом, определяющим ресурс стационарного плазменного двигателя, является полый катод [1]. Известны результаты длительных испытаний и достаточно точные расчеты срока службы эмиттеров на основе алюминатов бария используемых в катодах в широком диапазоне токов [2]. Однако, при проектировании и испытании слаботоочных катодов (менее 0,5А) применение эмиссионных материалов с плотностью тока до 5 А/см^2 становится малоэффективным из-за увеличения тепловых потерь развитой поверхностью эмиттера. Применение скандатов и гафнатов бария в качестве импрегнантов позволило создать эмиссионные материалы, которые могут устойчиво работать при плотностях тока в 5 – 10 раз выше алюминатных, однако они требуют проверки их ресурсных возможностей. Методом термоэмиссионных вакуумных испытаний можно оценить расход импрегнанта таких эмиттеров и весовым методом определить ресурс эмиттера, однако при этом погрешность может составлять порядки. Объяснить это можно неадекватностью условий вакуумных испытаний и работой эмиттера в полном катоде. Наиболее точно определить ресурс позволяют определить прямые испытания, но затраты на проведение огневых испытаний катодов могут быть соизмеримы с затратами на соз-

дание самого изделия, а малая выборка испытуемых образцов не дает статистической точности. Таким образом, необходимо иметь дешевый, и в тоже время, точный метод определения ресурса эмиттеров.

Выбор оптимального давления газа в слаботоочном катоде

При оптимизации тепловой схемы слаботоочного катода, как уже отмечалось выше, есть необходимость увеличения плотности тока с поверхности эмиттера [3]. Однако, при этом, необходимо найти диапазон давления газа, при котором реализуется устойчивый экономичный режим работы катода. Для этого были проведены испытания скандатного эмиттера в стеклянной колбе в диодном режиме при различных давлениях ксенона. Геометрия разрядного промежутка, размеры эмиттера и плотность тока повторяли реальные условия, реализованные в слаботоочном катоде. Результаты испытаний приводятся на рис. 1, в которых выявлены два различных режима работы эмиттера.

Первый, при давлении, примерно, от 10 до 100 тор соответствует устойчивой работе и диффузионной форме привязки разряда, в котором наблюдается область (40 – 60 тор) с минимумом энергетических затрат. Второй, при давлении выше 100 тор приводит к переходу в режим работы с пятном и неустойчивому, скачкообразному изме-

нению напряжения в разряде. Этому режиму сопутствует локальный перегрев поверхности эмиттера в точке привязки с явными признаками существенной эрозии, что делает его непригодным для использования в полном катоде.

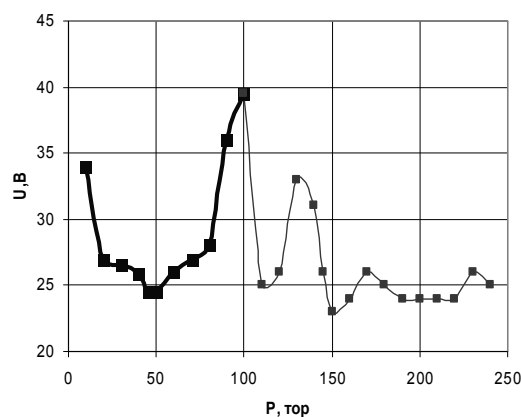


Рис. 1. Результаты испытаний

Итак, полученный диапазон энергетически выгодного разряда, который обнаруживается и в разряде с полым катодом может быть реализован в испытательном герметично запаянном объеме, который при доказательстве адекватности работы плазменных промежутков с протоком и без протока газа, может быть использован для ресурсных испытаний эмиттеров.

Сравнительный анализ работы эмиттера в различных условиях

Характеристиками сравнения работы эмиттеров с протоком и без протока газа выбраны спектры состояния плазмы [4] и вольтамперные зависимости разрядов. Для этого изготовлены макеты полых катодов со сменными диафрагмами и корпусами из металла (рис. 2, а) и стекла (рис. 2, б), а также макет газового диода в стеклянной колбе (рис. 3) с оптимальным давлением ксенона.

Устройство эмиттерных блоков этих макетов было идентичным и соответствовало реальному полному катоду. Расстояние от эмиттера до диафрагмы (в катодах) и анода (в диоде) было выдержано с точностью 0,2 мм.

Конструкция макетов выполнена по безнакальной схеме, поэтому стартовый разогрев катодов производился тлеющим разрядом от специального источника питания. После достижения рабочей температуры эмиттера разряд переходил в дуговую низковольтную форму, после чего макеты проходили приработку в течение нескольких часов.

Контроль давления в устройствах с протоком газа проводился высокоточным манометром соединенным с полостью катодов трубкой с большим сечением.

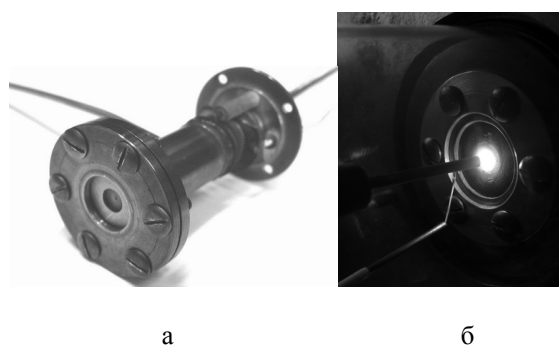


Рис. 2. Макеты полых катодов со сменными диафрагмами и корпусами:
а — из металла; б — из стекла

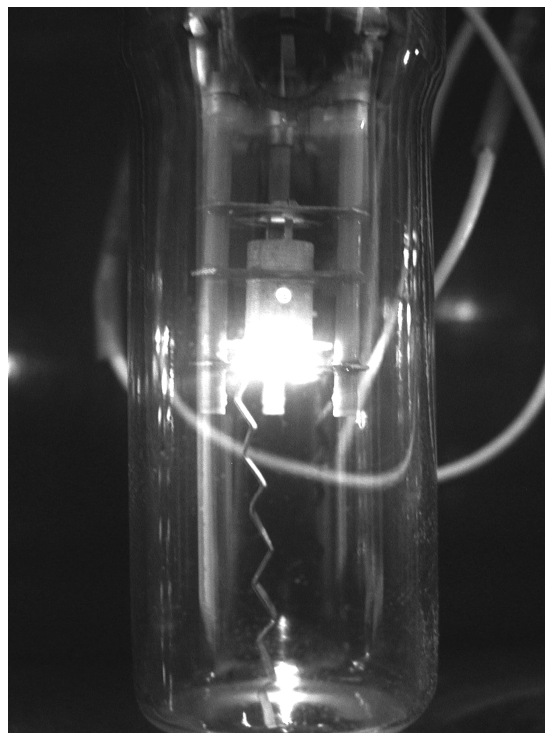


Рис. 3. Макет газового диода в стеклянной колбе

На рис. 4 приведены ВАХ разрядов представленных устройств при давлении ксенона 50 тор, из которых видна повышенная энергетика проточных разрядов. Однако небольшие несовпадения можно объяснить отличием тепловых схем эмиттерных узлов, связанных с неточностью их изготовления и отсутствием теплового экрана у прозрачного катода.

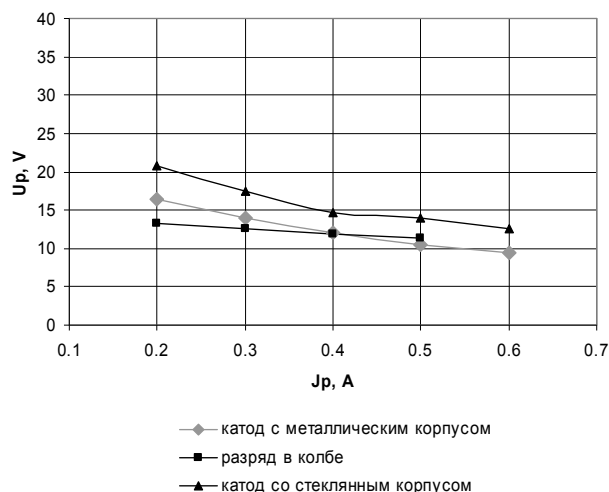


Рис. 4. ВАХ разрядов при давлении ксенона 50 тор

Прозрачные макеты из стекла позволили провести спектральный анализ столба плазмы примыкающей к эмиттеру. Для сопоставления состояний разрядной плазмы в проточном полом катоде (рис. 5, а) и непроточном диоде (рис. 5, б) приведены полные спектры в диапазоне длин волн 390-830 нм.

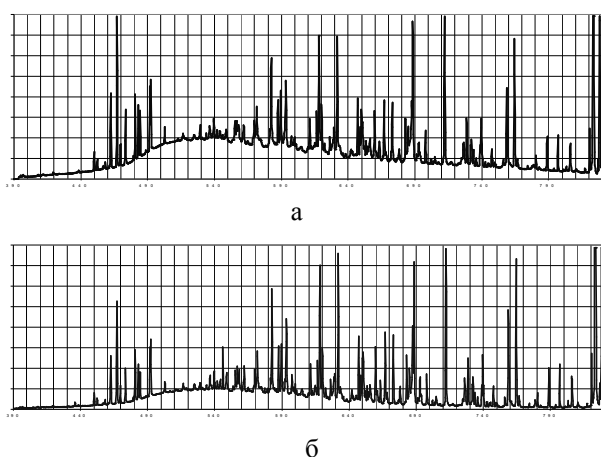


Рис. 5. Спектры остояний разрядной плазмы а – проточном полом катоде; б – непроточном диоде

На рис. 6 приведены интенсивности линий возбужденных атомов ксенона с энергетическими

уровнями близкими к потенциалу ионизации ($\lambda_{Xe-I, 810,2}$; $Wu = 11,75$ эВ; $\lambda_{Xe-I, 817,1}$; $Wu = 11,34$ эВ; $\lambda_{Xe-I, 820,6}$; $Wu = 10,96$ эВ; $\lambda_{Xe-I, 823,2}$; $Wu = 9,82$ эВ).

Достаточно хорошее совпадение интенсивностей линий в полных спектрах говорит о близости составов газа и его примесей в плазме двух разрядов.

Спектральные линии возбужденных атомов ксенона показывают идентичность состояний плазмы в проточном и непроточном разрядах.

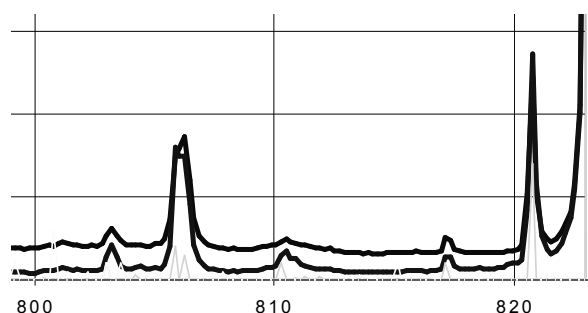


Рис. 6. Интенсивности линий возбужденных атомов ксенона

Результаты ресурсных испытаний эмиттеров

Пять скандатных эмиттеров, изготовленных методом холодного прессования, с содержанием доли импрегнанта от 20 до 35% в общей массе таблетки испытываются в диодных разрядах при давлении ксенона 50 тор уже в течение 8000 часов при разрядном токе 0,3 А и при плотности тока 20 А/см². Изменения разрядных напряжений от времени представлены на рис. 7.

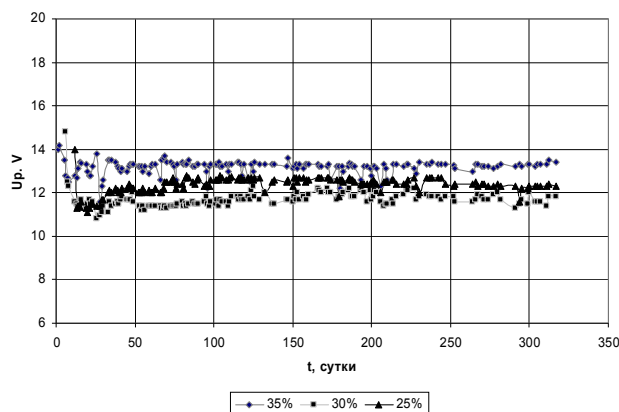


Рис. 7. Изменения разрядных напряжений от времени

После испытаний в течение, примерно, 2000 часов была построена зависимость изменения напряжения разрядов с эмиттерами с разным содержанием импреганта от времени (рис. 8). Наиболее низкой энергетикой, как видно, обладает разряд с эмиттером с 25 – 30% содержанием эмиссионной добавки (рис. 8).

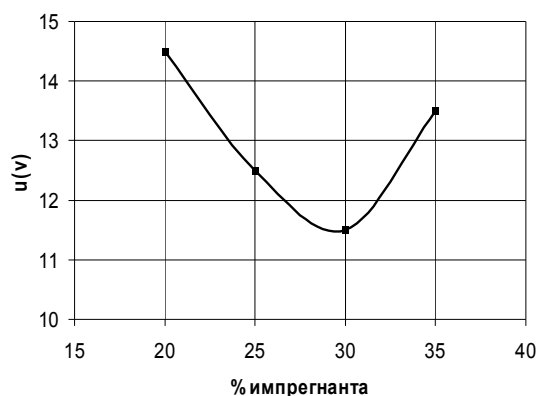


Рис. 8. Зависимость изменения напряжения разрядов с эмиттерами с разным содержанием импреганта от времени

По окончании испытаний предполагается провести взвешивание эмиттерных блоков макетов и расчет скорости уноса импреганта.

Заключение

Применение скандатных эмиттеров для слаботочных полых катодов, работающих при повышенных давлениях и плотности тока, привело к необходимости проверки стабильности их работы в длительных испытаниях. Термоэмиссионные вакуумные испытания дают приблизительные данные о ресурсных параметрах эмиттеров из-за отсутствия фактора ионной компоненты, присутствующего в реальном газовом разряде с полым катодом.

В работе предложен прямой метод ресурсных испытаний эмиттеров в ксеноновом разряде при оптимальном давлении. Показано, что такое давле-

ние лежит в пределах от 40 до 60 тор. Приведены результаты многочасовых испытаний эмиттеров в герметичных стеклянных колбах, при этом показано, что существует оптимальное соотношение скандатного импреганта и вольфрамовой матрицы. Получены несущественные расхождения в параметрах проточного и непроточного разрядов, что подтверждает возможность использования предложенного метода испытаний эмиттеров.

Данная работа проводилась в рамках проекта УНТЦ № 1936.

Литература

1. Максименко Т.А., Лоян А.В., Кошелев Н.Н. Холловский двигатель малой мощности для систем коррекции орбиты малых мини и микроспутников // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 9. – С. 111-115.
2. Palluel P., Shroff A.M. Experimental Study of Impregnated-Cathode Behavior, Emission and Life // Journal of Applied Physics. – 1980. – Vol. 51, № 5. – P. 2894-2902.
3. Patterson M.J., Oleson S.R., Low-Power Ion Propulsion for Small Spasecraft // AIAA Joint Propulsion Conference. – Seattle, July 1997, WA. Paper № 97-3060, 33.
4. Pagnon D., Loyan A., Maksimenko T.A. SPT-20 Hall effect thruster first measurments on the KhAI ground test facility // 10th International Congress of Propulsions Engineering. – Rubechje, Crimea, Ukraine, Sept. 2005.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 629.7.036

И.С. КУЗЬМИНСКИЙ, С.Г. ДАНЕЛЯН, Г.А. ДЬЯКОНОВ, Н.В. ЛЮБИНСКАЯ**ФГНУ «НИИ прикладной механики и электродинамики», Москва, Россия****РАЗРАБОТКА МИКРО-ИПД РЕЛЬСОВОЙ ГЕОМЕТРИИ**

Приведено описание лабораторной модели (её отличия от летных образцов), конструкции двигательной установки микро-АИПД-5 и основных элементов – блока двигателя, конденсаторного накопителя энергии, блока инициирования разряда. Описано возможное применение двигателя при решении различных задач, а также его основные характеристики.

микроабляционный импульсный плазменный двигатель, конструкция двигательной установки, блок двигателя, блок инициирования разряда, конденсаторный накопитель энергии

Введение

Низкоорбитальные космические аппараты микро класса (МКА) с массой от десяти до ста килограмм и их группировки в ближайшем будущем найдут широкое применение при решении задач обеспечения связи, теле- и радиовещания, навигации, метеорологии, изучения природных ресурсов и мониторинга земной поверхности, а также ревизии различных космических объектов.

Для решения перечисленных задач такие аппараты должны оснащаться надежными и дешевыми двигательными установками (ДУ) мощностью (5 – 50 Вт), позволяющими производить коррекцию орбит КА, компенсировать аэродинамическое сопротивление среды, совершать локальные маневры и т.д.

Одним из наиболее перспективных двигателей в системах управления движением для использования на МКА является абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД). Принцип его действия основан на ускорении плазмы, аблирующей с поверхностей разрядного канала. Этот двигатель отличается от прочих ЭРД простотой конструкции, низкой стоимостью изготовления и эксплуатации, малой массой, способностью к эффективному функционированию при потребляемой мощности единицы – десятки Вт.

Лабораторная модель микро-АИПД

В ФГНУ «НИИ прикладной механики и электродинамики» разработана и изготовлена лабораторная модель микро-АИПД-5 с энергосодержанием конденсаторной батареи 5 Дж.

Накопитель энергии может создаваться на базе одного (4 мкФ) или трех конденсаторов (по 1,5 мкФ каждый).

Модель позволяет легко изменять размеры разрядного канала для определения их оптимальных значений.

Отличие лабораторного от летного образца заключается в использовании упрощенной системы подачи рабочего тела. Кроме того, лабораторный образец не имеет блоков инициирования разряда (БИР) и системы питания и управления (СПУ), так как используются соответствующие системы экспериментального стенда.

На рис. 1 представлен вариант лабораторного образца микро-АИПД.

Двигатель состоит из: электродной системы, конденсаторной батареи, системы поджига, подачи и хранения рабочего тела.

Был проведен ряд экспериментов на модели АИПД-5, с целью выявить работоспособность двигателей такого типа в условиях малых мощностей.

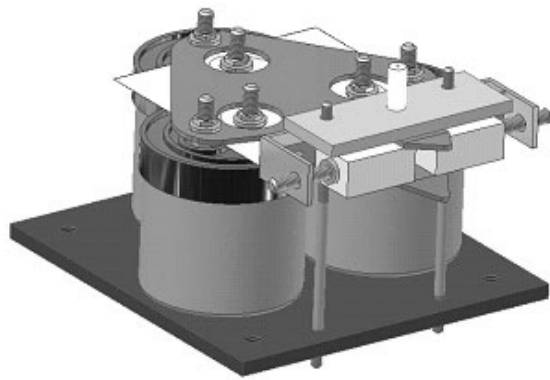


Рис. 1. Вариант лабораторного образца микро-АИПД

В ходе экспериментов измерялись: средняя тяга двигателя F ; расход рабочего тела за один импульс m ; разрядный ток J ; частота следования импульсов f ; напряжение на конденсаторе U_0 .

По результатам измерений рассчитывались:

$$P_{ед} = F/f - \text{единичный импульс};$$

$$W = \frac{1}{2} C U_0^2 - \text{энергия конденсаторной батареи};$$

$$N = W \cdot f - \text{потребляемая мощность};$$

$$\eta_t = \frac{P_{ед}^2}{2mW} - \text{тяговая эффективность};$$

$\langle V \rangle = \frac{P_{ед}}{m} - \text{среднемассовая скорость плазменного сгустка (удельный импульс);}$

$$C_t = \frac{W}{P_{ед}} - \text{цена тяги.}$$

Измеренные и рассчитанные по результатам измерения характеристики приведены в табл. 1, кривые зависимости КПД и единичного импульса тяги от запасаемой энергии изображены на рис. 2.



Рис. 2. Зависимости КПД и единичного импульса тяги от запасаемой энергии

Таблица 1

Измеренные и рассчитанные по результатам измерения характеристики

Напряжение	Частота	Расход за имп	Ед. импульс тяги	Энергия	Мощность	Тяга
U , В	f , Гц	m , г/ед	мН*с	J , Дж	N , Вт	мН
1500	5	3,53E-05	0,1120	5,0625	25,3125	0,56
1400	5	3,09E-05	0,0932	4,41	22,05	0,47
1300	5	2,75E-05	0,0730	3,8025	19,0125	0,37
1200	5	2,47E-05	0,0620	3,24	16,2	0,31
1100	5	2,11E-05	0,0466	2,7225	13,6125	0,23
1000	5	1,92E-05	0,0426	2,25	11,25	0,21

Осциллограмма разрядного тока представлена на рис. 3.

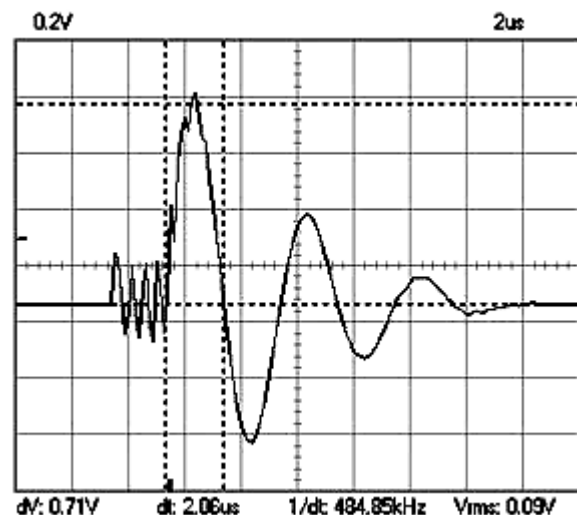


Рис. 3. Осциллограмма разрядного тока

Осциллограмма разрядного тока близка по своей форме к затухающей синусоиде длительностью около 2 мкс.

Из экспериментов было найдено оптимальное расстояние между шашками фторопласта, а также рациональная установка упора, фиксирующего смещение шашек фторопласта в разрядный канал.

Одновременно с отработкой лабораторного образца АИПД-5 в НИИ ПМЭ начата проработка ва-

риантов летного образца корректирующей ДУ для экспериментального микро-КА массой ≈ 10 кг.

Конструктивно АИПД-5 состоит из блока двигателя (БД) 1, конденсаторного накопителя энергии (КНЭ) 2 и блока инициирования разряда (БИР) 3.

Внешний вид одного из вариантов летного АИПД-5 представлен на рис. 4.

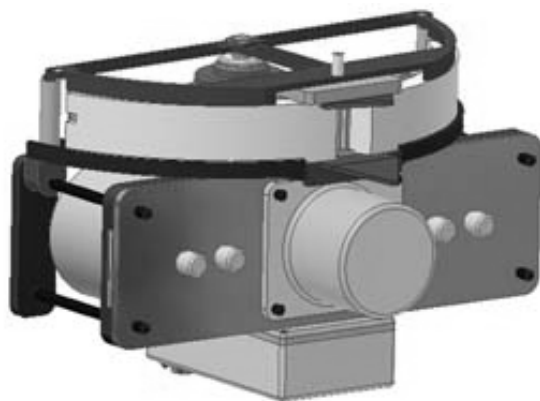


Рис. 4. Внешний вид одного из вариантов летного АИПД-5

Особенностью конструкции является её простота и дешевизна. Все электроды выполнены из листовой меди толщиной 2 мм, изоляторы из стеклотекстолита, а силовые элементы из алюминиевых сплавов. Габариты конструкции – $135 \times 220 \times 94$, масса конструкции – 800-900 грамм.

Летный образец АИПД-5 отличается от экспериментальной модели двигателя АИПД-5 изменением конструкции пружинного механизма подачи рабочего тела, что позволило существенно увеличить его запас и, соответственно, повысить суммарный импульс двигателя, а также, установкой защитного экрана из нержавеющей стали у разрядного канала для защиты элементов конструкции МКА от осаждения продуктов абляции фторопласта.

Разрабатываемый в НИИ прикладной механики и электродинамики образец микро-АИПД может быть установлен на экспериментальном микро-КА массой ≈ 10 кг, создаваемом в РНИИ КП.

Литература

1. Popov G.A., Antropov N.N. "Ablative PPT. New Quality, New Perspectives" // Acta Astronautica 59. – 2006. – P. 175-180.
2. Correction Propulsion System with Ablative Pulsed Plasma Thrusters for Unified Space Platform "Vulcan" / N. Antropov, G. Diyakonov, N. Liubinskaya, M. Orlov, G. Popov, P. Trubnikov, V. Tiutin, V. Yakovlev, V. Isayev, Yu. Pugatchiov, N. Shelkov // Space Propulsion 2004, 4th International Spacecraft Propulsion Conference, 2004. – С. 140-143.
3. Выбор корректирующей ДУ для МКА "Вулкан" / Г.А. Аватинян, Н.П. Шелков, Н.Н. Антропов, Г.А. Дьяконов, В.Н. Яковлев // III Междунар. конф. - выставка «Малые спутники». Новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. – Королев, 2002. – С. 68-72.
4. Анализ основных особенностей рынка малых КА / В.В. Бобылев, В.К. Кузьминов, С.А. Кучеров, А.П. Соловьева // III Междунар. конф. - выставка «Малые спутники». Новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. – Королев, 2002. – С. 81-85.

Поступила в редакцию 6.06.2007

Рецензент: канд. техн. наук Н.Н. Антропов, ФГНУ «НИИ прикладной механики и электродинамики», Москва.

УДК 519.63:533.9.07

**С.И. ПЛАНКОВСКИЙ, Е.В. ЦЕГЕЛЬНИК, Е.К. ОСТРОВСКИЙ,
В.А. МАКСИМЕНКО***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОСНОВНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ
ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА ИНЕРТНОГО ГАЗА В ПЛАЗМОТРОНЕ**

Рассмотрены математические модели расчёта основных газодинамических характеристик вязкого течения инертного газа в канале плазмотрона с термоэмиссионным катодом. Анализируется влияние массового расхода, коэффициента вязкости и температуры газа на газодинамические характеристики потока, существенно определяющие степень отравления катода атмосферным воздухом.

плазмотрон, полый катод, термоэмиссия, математическое моделирование, отравление, газодинамические характеристики, ламинарное течение

Введение

Постановка проблемы. В настоящее время разработаны эффективные технологические процессы и оборудование, использующие генераторы низкотемпературной плазмы – плазмотроны в целом ряде отраслей промышленности, например в химии – пиролиз любых соединений, в металлургической промышленности – производство и рафинирование сталей и чистых металлов; подогрев в ходе внепечной обработки и разливе металлов [1 – 4].

В последнее время особый интерес вызывает возможность создания на базе плазмотронов экологически безопасных технологий переработки отходов практически любых видов – бытовых, промышленных, медицинских, химических (включая токсичные) [4 – 6].

На сегодняшний день ресурс плазменных горелок большой мощности, использующих дуги с пятнами на «холодных» электродах и все другие способы повышения ресурса электродов: раскрутка дуги совместным действием электромагнитных и аэродинамических сил, управлением осевого положения дуги, не могут увеличить срок службы выше 200...500 часов [7], что недостаточно для промышленности.

Одно из новых направлений увеличения ресурса электродуговых плазмотронов – переход от дуги с пятном на катоде к диффузной равномерно распределенной дуге по всей поверхности катода [7]. Это возможно реализовать выбором как формы катода (полый катод), так и переходом к новому классу «горячих» высокотемпературных электродов – термоэмиссионным катодам с низкой работой выхода электрона $\phi = 2,2...2,45$ эВ в диапазоне температур 1200...2000 К.

Анализ нерешенных проблем. В дуговых плазмотронах, работающих с выбросом низкотемпературной плазмы и нагретого до высоких температур плазмообразующего газа в атмосферу, для защиты термоэмиссионного полого катода от отравления атмосферой используется поток инертного газа, продуваемый через плазмотрон, параметры которого и являются определяющими степень отравления катода атмосферным воздухом [7 – 9].

Основная цель исследования – разработка инженерной методики расчета основных газодинамических параметров потока газа в плазмотроне с термоэмиссионным катодом, позволяющая оптимизировать задачу защиты катода от отравления атмосферным воздухом.

Результаты исследования и их обсуждение

При всём многообразии конструкций дуговых плазмотронов по виду потока плазмообразующего газа их можно разделить на плазмотроны с ламинарным и вихревым течением газа. Ламинарный режим течения в цилиндрических каналах плазмотронов реализуется при числах Рейнольдса менее 2300 [10].

Схема рассматриваемого плазмотрона представлена на рис. 1. В канале плазмотрона изображены линии тока, полученные числительными методами расчета течения в CosmosFlowworks [9].

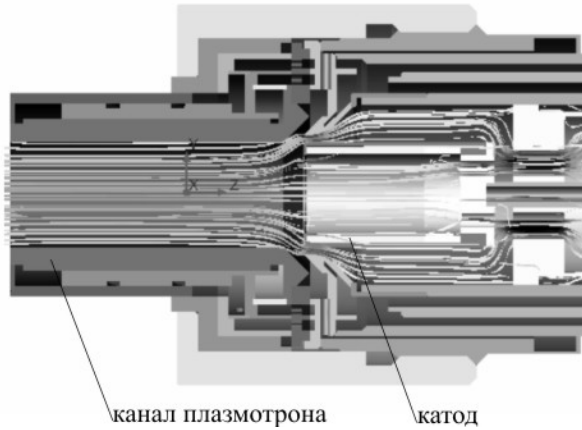


Рис. 1. Схематический разрез плазмотрона с показом линий тока, имеющих ламинарный характер

Ниже рассмотрена возможность упрощенного аналитического решения системы уравнений движения Навье-Стокса (1), позволяющая описать основные газодинамические параметры потока газа в плазмотроне

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \bar{V}) = 0, \quad (1)$$

$$\rho \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{R} - \text{grad}P + \eta \Delta \bar{V} + \frac{1}{3} \eta \text{grad}(\text{div} \bar{V}).$$

Задачи гидродинамики вязкой несжимаемой жидкости и газов решаются обычно приближенно, отбрасыванием некоторых членов, например, ($\text{div} \bar{V} = 0$) в уравнениях Навье-Стокса (1). Для ци-

линдрической системы координат при осесимметричном ламинарном течении газа параметры потока не зависят от φ и r ($V_\varphi = 0$, $V_r = 0$, $\frac{\partial \rho}{\partial \varphi} = 0$, $\frac{\partial \rho}{\partial r} = 0$).

При стационарном течении несжимаемого газа ($\rho = \text{const}$, $\frac{\partial V_z}{\partial t} = 0$) и отсутствии вектора напряженности объемных сил ($\bar{R} = 0$), исходные уравнения упрощаются и остается только уравнение вида

$$\frac{dP_z}{dz} = \eta \Delta V_z.$$

Тогда дифференциальное уравнение для скорости V_z будет иметь вид

$$\eta \left(\frac{d^2 V_z}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{dV_z}{dr} \right) - \frac{dP_z}{dz} = 0, \quad (2)$$

а его решение записывается через параболическую функцию

$$V_{zr} = -\frac{R^2}{4\eta} \left(1 - \frac{r^2}{R^2} \right) \frac{dP_z}{dz}. \quad (3)$$

Распределение давления по оси z $\frac{dP_z}{dz}$ не может быть задано изначально, поэтому определим его, используя связь массового расхода газа M (кг/с), который изначально задаётся, с полным потоком газа Q :

$$M = \rho Q,$$

где

$$Q = \int_S V_{zr} dS = 2\pi \int_S \frac{R^2}{4\eta} \frac{dP_z}{dz} \left(1 - \frac{r^2}{R^2} \right) dr = \frac{\pi R^4}{8\eta} \frac{dP_z}{dz}.$$

Откуда

$$\frac{dP_z}{dz} = \frac{8M\eta \Re T}{\pi \mu_{Ar} R^4 P_z}. \quad (4)$$

Интегрируя (4) и подставляя результат в (3), получим окончательно выражения для P_z и V_{zr} , записанные через массовый расход газа M :

$$P_z = \left(\frac{16M\eta \Re T}{\pi \mu_{Ar} R^4} z + P_{ам}^2 \right)^{1/2}, \quad (5)$$

$$V_{zr} = - \frac{2MRT}{\pi\mu_{Ar}R^2 \left(\frac{16M\eta RT}{\pi\mu_{Ar}R^4} z + P_{амм}^2 \right)^{1/2}} \times \left(1 - \frac{r^2}{R^2} \right). \quad (6)$$

Вид течения газа (ламинарный, турбулентный) зависит от ввода потока газа в канал плазмотрона и числа Рейнольдса Re .

Безразмерное число Re представляет собой величину

$$Re = \frac{\rho_z V_{zcp} d}{\eta},$$

где

$$V_{zcp} = \frac{1}{\pi R^2} \int_0^R \frac{2MRT}{P_z \mu_{Ar} \pi R^2} \left(1 - \frac{r^2}{R^2} \right) 2\pi r dr = \frac{MRT}{P_z \mu_{Ar} \pi R^2}. \quad (7)$$

С учётом связи ρ_z и P_z , окончательное выражение для Re , записанное через массовый расход газа, имеет вид

$$Re = \frac{2M}{\pi\eta R}. \quad (8)$$

Как показывает анализ, основные газодинамические параметры, такие как: перепад давления в канале плазмотрона (5); распределение скоростей V_{zr} по радиусу канала плазмотрона (6); распределение скорости на оси канала V_{z0} и значение числа Рейнольдса Re (8) зависят от температуры газа T как непосредственно, так и опосредованно через температурную зависимость коэффициента вязкости.

Коэффициент вязкости для аргона растёт с повышением температуры вплоть до значения $T = 10^4$ К. При дальнейшем росте температуры η падает, достигая значения $\eta = 2 \cdot 10^{-5}$ (Па·с) при температуре $T = 2 \cdot 10^4$ К, и оставаясь в дальнейшем постоянным при повышении температуры (рис. 2) [11, 12]. Такой ход зависимости вызван торможением ионов Ar при резонансной перезарядке на нейтраль-

ных атомах [13].

Если в продольном направлении, вдоль оси z , температура газа изменяется не так быстро, то в поперечном радиальном направлении наблюдается наибольшее неоднородность плазменного потока по температуре, как это видно на рис. 3 [8].

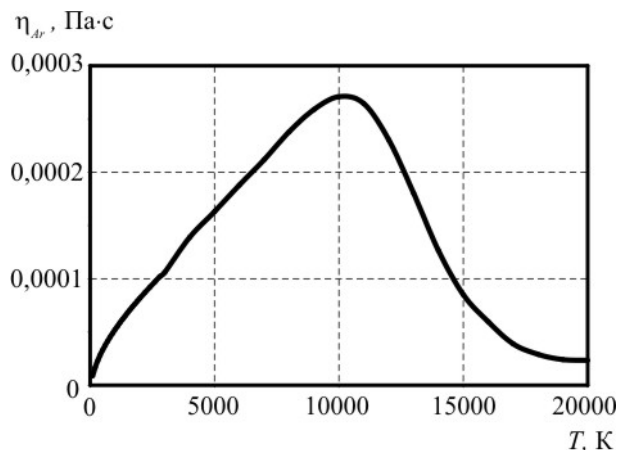


Рис. 2. Зависимость коэффициента вязкости аргона от температуры газа

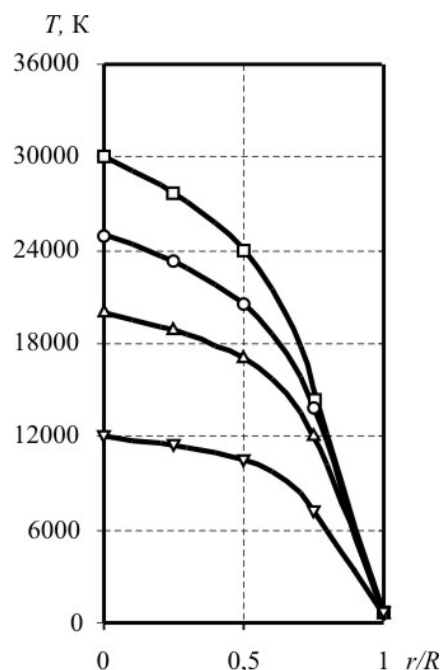


Рис. 3. Радиальное распределение температуры в ламинарной аргоновой дуге: $P_{амм} = 1,01 \cdot 10^5$ Па;
 □ — $z = 0,09$ м; ○ — $z = 0,08$ м; ▲ — $z = 0,07$ м;
 ▼ — $z = 0,06$ м

Как следует из графика на рис. 4, рассчитанного согласно уравнению (6) при $r = 0$, скорость потока аргона вдоль оси z практически линейно зависит от температуры при заданном массовом расходе газа.

На рис. 5 представлены результаты расчета ра-

диального распределения скоростей в потоке Аг в сечении канала плазмотрона $z = 0,07$ м. Расчет выполнен с учетом поперечного радиального распределения температуры в этом сечении (рис. 3) и с учетом температурной зависимости коэффициента вязкости Аг (рис. 2).

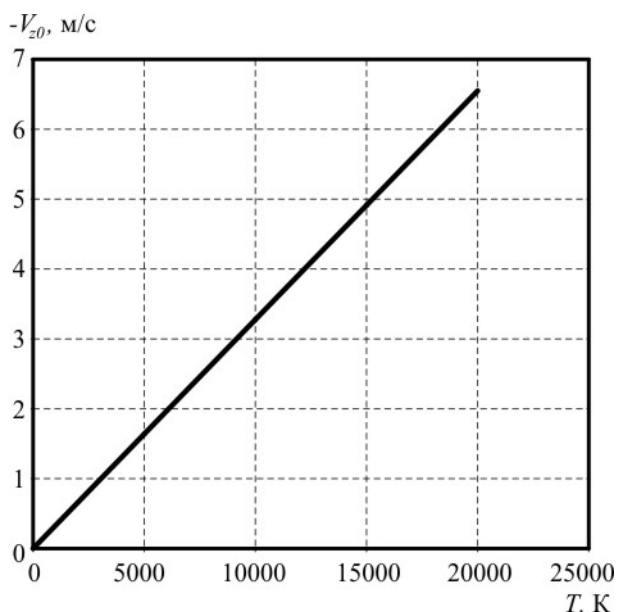


Рис. 4. Скорость потока Аг на оси плазмотрона в зависимости от температуры: $z = 0,07$ м
 $M = 10^{-4}$ кг/с; $R = 0,02$ м; $P_{амм} = 1,01 \cdot 10^5$ Па

Из сравнения графиков на рис. 5 следует, что при учете температурных зависимостей $\eta_{Ar} = f(T)$ и $T = f(r/R)$ продольная скорость потока газа вблизи стенок канала плазмотрона значительно уменьшается, что приводит к снижению эффективности защиты термоэмиссионного катода от встречной диффузии атмосферного воздуха.

Число Re непосредственно не зависит от температуры газа, если не учитывать температурной зависимости $\eta_{Ar} = f(T)$.

Расчет температурной зависимости числа Рейнольдса для канала плазмотрона радиусом $R = 0,02$ м позволяет сделать вывод о том, что при всех возможных температурных режимах газового потока Re остается меньше критического значения для цилиндрического канала плазмотрона $Re_{кр} = 2300$ (рис. 6).

Это гарантирует устойчивое ламинарное течение потока Аг вплоть до значения массового расхода $M = 10^{-3}$ кг/с.

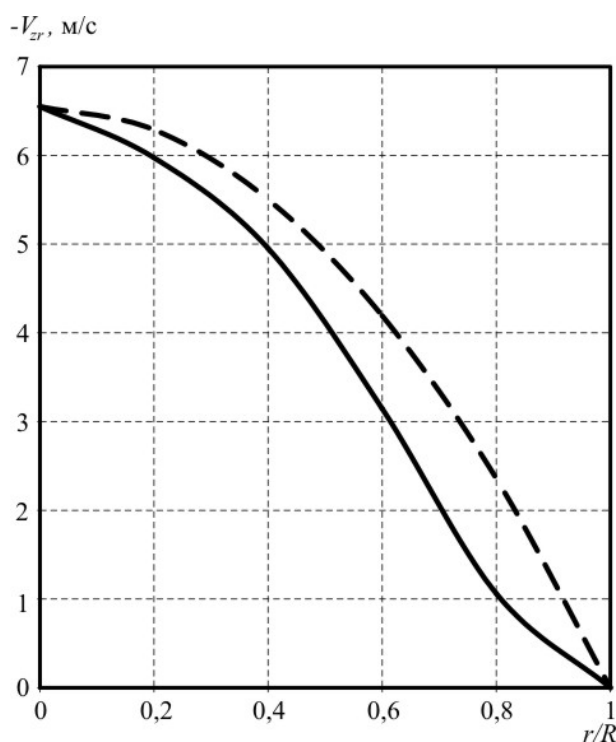


Рис. 5. Радиальное распределение скорости V_{zr} в поперечном сечении канала плазмотрона:
 $M = 10^{-4}$ кг/с; $R = 0,02$ м; $P_{амм} = 1,01 \cdot 10^5$ Па,
— — — при постоянной температуре $T = 20000$ К и $z = 0,07$ м, рассчитанное по методике [14];
— с учетом зависимостей $\eta_{Ar} = f(T)$ и $T = f(r/R)$

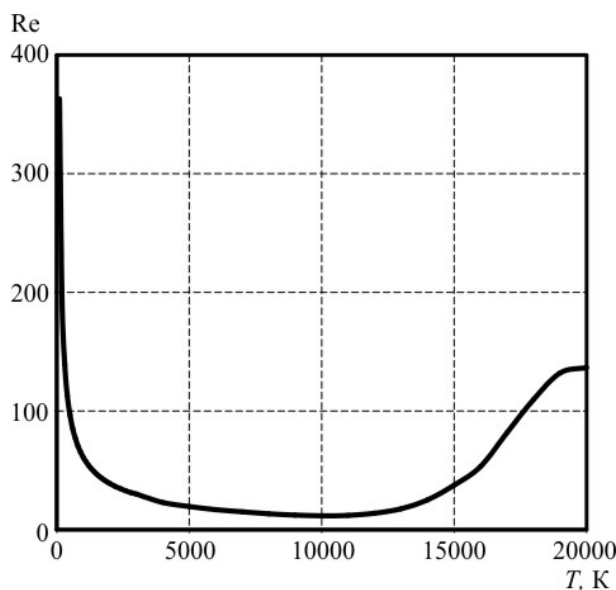


Рис. 6. Зависимость числа Рейнольдса от температуры Аг в плазмотроне:
 $M = 10^{-4}$ кг/с; $R = 0,02$ м; $P_{амм} = 1,01 \cdot 10^5$ Па

Заключение

1. Разработана инженерная методика расчета газодинамических параметров потока в канале плазмотрона с термоэмиссионным катодом, позволяющая оценить значения основных параметров: $P_z = f(z)$, $V_{zr} = f(r)$ и $Re = f(T)$ в диапазоне температур до 20000 К.

2. Показано, что на радиальное распределение продольной скорости потока газа в канале плазмотрона существенно влияют температурная зависимость коэффициента вязкости Ag и распределение температуры в канале плазмотрона.

Литература

1. Venkatramani N. Industrial plasma torches and applications // Current Science. – 2002. – Vol. 83, No. 3. – P. 254-262.
2. Дзюба В.Л., Даутов Г.Ю., Абдуллин И.Ш. Электродуговые и высокочастотные плазмотроны в химико-металлургических процессах. – К.: Вища шк., 1991. – 170 с.
3. Плазменная металлургия / Ю.В. Цветков, А.В. Николаев, С.А. Панфилов и др. – Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1992. – 265 с. – (Низкотемпературная плазма. Т. 8).
4. Pfender E. Thermal Plasma Technology: Where Do We Stand and Where Are We Going? // Plasma Chemistry and Plasma Processing. – 1999. – Vol. 19, No. 1. – P. 1-31.
5. Min Hur, Hong Cho, Sang Hee Hong. Numerical Analysis and Experiment on a Plasma Torch with Hollow Electrodes for Hazardous Waste Treatment // Annals of the New York Academy of Sciences. – 1999. – Vol. 891, Is. 1. – P. 49-56.
6. City of Honolulu Review of Plasma Arc Gasification and Vitrification Technology for Waste Disposal (Final report). – R.W. Beck Inc., 2003. – 33 p.
7. Кривцов В.С., Планковский С.И. Проблемы создания высокоресурсных сильнотоочных электродуговых плазмотронов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 7 (23). – С. 7-21.
8. Жуков М.Ф., Коротеев А.С., Урюков Б.А. Прикладная динамика термической плазмы. – Новосибирск: Наука, 1975. – 298 с.
9. Состав газа в плазмотроне с ламинарным потоком плазмообразующего инертного газа / В.С. Кривцов, С.И. Планковский, Е.В. Цегельник и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – Вып. 4 (20). – С. 19-24.
10. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.
11. Ваграфтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. – М.: Наука, 1972. – 721 с.
12. Murphy A.B., Arundell C.J. Transport coefficients of Argon, Nitrogen, Oxygen, Argon-Nitrogen, and Argon-Oxygen Plasmas // Plasma Chemistry and Plasma Processing. – 1994. – Vol. 14, No. 4. – P. 451-490.
13. Финкельбург В., Меккер Г. Электрические дуги и термическая плазма. – М., 1961. – 369 с.
14. Газодинамічні характеристики потоку інертного газу в каналі плазмотрону / В.С. Кривцов, С.І. Планковський, Є.В. Цегельник та інші. // Наукові вісті НТУУ «Київський політехнічний інститут». – 2006. – № 2. – С. 87-99.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.7.087:538.4:001.2

А.В. ХИТЬКО

*Днепропетровский национальный университет, Украина***АКТИВАЦИЯ КАТОДА СОЛЯМИ ЦЕЗИЯ**

Проведен анализ механизмов активации поверхности цезиевого полого катода. Экспериментально исследовано активацию при работе двухступенчатого катода на солях цезия.

электроракетный двигатель, полый расходный цезиевый катод, работа выхода, активирование поверхности, электроотрицательные добавки, соли цезия, активатор

Введение

В настоящее время происходит расширение области применения электроракетных двигателей в системах ориентации и стабилизации мало-размерных телекоммуникационных космических аппаратов массой от 100 до 500 кг на геостационарной орбите [1]. При этом мощность и требуемая тяга двигателя существенно уменьшаются, что требует разработки слаботочных катодов на токи 0,1...0,5 А.

Использование традиционных полых катодов с протоком рабочего тела для данного диапазона токов затруднено их неустойчивой работой, высоким уровнем плазменных колебаний, высоким напряжением связи с пучком движителя [2]. Предложенная схема двухступенчатого полого катода с внутренним разрядом позволила расширить диапазон разрядных токов в сторону уменьшения до 10^{-3} А при соответствующем снижении давления в полости с 1 до 10^{-3} мм. рт. ст. [3].

Формулирование проблемы

Для решения задач с плотностью эмиссионного тока порядка единиц-десятков А/см² цезиевые катоды, эффективная работа выхода для которых при оптимальном покрытии составляет 1,3 ... 1,4 эВ [4], выглядят предпочтительнее бариевых катодов, для которых эта величина колеблется в пределах 1,8 ... 2,2 эВ. Требуемый уровень тока эмиссии дос-

тигается при температурах 800 – 1000 К и может быть обеспечено устойчивое цезиевое покрытие при приемлемом уровне расхода активатора. Несмотря на высокие эмиссионные качества, возможности использования чистого цезия в качестве активатора весьма ограничены.

Так для получения плотностей эмиссионного тока порядка десятков и сотен А/см² использование цезия затруднено ввиду низкой энергией адсорбции и легкой испаряемости его пленки. Применение катода с парами цезия возможно либо в замкнутых системах (газоразрядных трубках, термоэмиссионных преобразователях), либо в расходных системах.

Примером такой системы является полый диафрагмированный расходный катод, работающий на парах цезия и являющийся объектом нашего исследования. В данной системе для создания пленки требуются довольно высокие давления в полости катода (1 ... 10 мм. рт. ст.) В нашем случае диапазон рабочих давлений значительно ниже (до 10^{-3} мм. рт. ст.) и вопрос об активировании эмиссионной поверхности становится проблемным.

Важной задачей для данной системы является определение механизма образования пленки, факторов существенно влияющих на ее динамику и разработка мероприятий обеспечивающих наличие пленки в диапазоне температур выше 1000 К.

Общие соотношения. При адсорбции цезия на металлах, хорошо работает следующая модель. При

сближении цезия с металлом, имеющим вакуумную работу выхода χ_o , большую, чем энергия ионизации $E_{ион}$ (3,89 эВ), на расстоянии, при котором становится возможны переходы, Cs ионизуется, и его валентный электрон переходит в металл. Образовавшийся ион Cs притягивается к поверхности металла, пока силы притяжения к наводимому им отрицательному заряду не уравниваются силами отталкивания при перекрытии электронных оболочек, которые очень быстро растут при уменьшении расстояния. С ростом концентрации адсорбированных ионов увеличивается положительный потенциал адсорбированного слоя, вследствие чего электронам становится энергетически более выгодно частично переходить на адсорбированные ионы – это приводит к уменьшению дипольного момента, приходящегося на один атом, а также к уменьшению ионной и увеличению ковалентной составляющих связи поверхностного слоя с подложкой. В эксперименте обычно получается, что работа выхода минимальна при степени покрытия, близкой к монослою [5].

При степени покрытия больше единицы начинается наращивание второго слоя. При этом связь с подложкой становится слабой, и энергия адсорбции приближается к теплоте испарения адсорбента.

Работа выхода также быстро приближается к работе выхода адсорбированного металла (Cs – 1,92 ... 1,94 эВ).

Для поддержания постоянной степени покрытия давление должно экспоненциально расти с температурой. Если давление поддерживается постоянным, то при повышении температуры сначала сохранится монослойное покрытие, а затем степень покрытия уменьшается, пока поверхность полностью не очистится от адсорбента.

Один из способов воздействия на работу выхода электродов в парах цезия является введение в систему электроотрицательных элементов: кислорода, галогенов или их соединений с Cs. Совместная адсорбция электроотрицательных атомов и цезия уве-

личивает теплоту десорбции цезия и одновременно приводит к значительно большему снижению работы выхода катода. Соответственно снижается и давление цезия, необходимое для получения оптимальной работы выхода катода, так что в целом выходные характеристики катода существенно улучшаются.

Роль электроотрицательных атомов в сложных покрытиях заключается в том, что они увеличивают эффективный дипольный момент двойного электрического слоя, и повышают энергию связи цезия с подложкой. Вероятнее всего, на поверхности подложки электроотрицательные атомы и атомы цезия вступают в сложное взаимодействие одновременно и с атомами подложки, и между собой.

Увеличении теплоты десорбции при наличии электроотрицательных атомов наиболее наглядно проявляется в смещении максимума эмиссии в область более высоких температур которое может достигать 200 – 300 К.

Приведенная информация по электроотрицательным добавкам относится к замкнутым системам типа термоэмиссионных преобразователей (ТЭП). В нашем случае система расходная требующая постоянной подпитки компонентами, которые покидают полость катода.

Целью данной статьи является исследование механизма активации при работе катода на солях цезия. Возникает ряд вопросов: как организовать подачу кислорода в полость катода; каким должно быть соотношение между расходами цезия и кислорода; как избежать реакции окисления цезия в объеме; необходимо ли ее предотвращать?

Решение проблемы

Во-первых, как утверждают разработчики ТЭП [6] сравнительно небольшое количество электроотрицательных газов (кислород) неизбежно присутствующих в рабочем объеме и этого достаточно для реализации требуемого эффекта.

Во-вторых, наиболее стабильные и воспроизводимые результаты наблюдаются при использовании не самих электроотрицательных газов, а их соединений с цезием, оксидов.

В-третьих, необходимо учитывать особенность термодиссоциации соединений цезия, в частности то, что температура разложения оксида цезия ниже, чем карбоната.

Все перечисленные аргументы позволяют предположить, что использование в качестве рабочего тела катода карбоната цезия позволяет решить проблему активации эмиссионной поверхности при низких давлениях в полости катода с реализацией эффекта электроотрицательных добавок и обеспечить наличие цезиевой пленки при давлениях ниже 10^{-2} мм. рт. ст. и температурах выше 1000 К.

Катод в этом случае должен быть построен по ампульной схеме, в которой контейнер с карбонатом цезия непосредственно совмещен с разрядным объемом. Его нагрев происходит за счет мощности выделяемой в разряде. В контейнере происходит термодиссоциация карбоната с образованием оксида цезия. Оксид через отверстия поступает в разрядную полость и на эмиссионную поверхность. На ней происходит термодиссоциация оксида с образованием чистого металла и кислорода. Формируется окисная пленка на поверхности катода на которой реализуется активирующая пленка цезия. Описанный механизм является феноменологическим и его достоверность необходимо подтвердить экспериментально.

Целью дальнейших исследований являлась экспериментальная оценка величины эффективной работы выхода для двухступенчатого полого катода, работающего на солях цезия, в диапазоне давлений в полости ($5 \cdot 10^{-2} \dots 1$) мм. рт. ст., эмиссионных температур (1000 ... 1300) К, токов разряда (0,1 ... 1) А.

В случае двухступенчатого катода с внутренним разрядом величина эмиссионной поверхности строго определена геометрией внутренней полости. Для

исследуемого образца она составляла $0,16 \text{ см}^2$. Плотность эмиссионного тока определялась по току внутреннего разряда. Характерные значения параметров внутреннего разряда для одного фиксированного значения давления цезия в полости приведены в табл. 1.

Таблица 1

Значения параметров внутреннего разряда

P_k , мм. рт. ст.	$I_{вн}$, А	$U_{вн}$, В	$j_{вн}$, А/см ²	T_k , К
0,03	2,0	3,9	7,8	943
	2,2	4,0	8,8	1003
	2,4	4,3	10,3	1058
	2,6	4,4	11,4	1073
	2,8	4,5	12,6	1083
	3,0	4,7	14,1	1143

Данные, приведенные в табл. 1, позволяют оценить величину работы выхода при работе катода на карбонате цезия. Для расчета величины эффективной работы выхода эмиссионной поверхности использовался закон Ричардсона без учета эффекта Шоттки. Аналогичные расчеты были проведены для более трехсот режимов в диапазоне давлений в полости ($5 \cdot 10^{-2} \dots 1$) мм. рт. ст.

Полученная расчетная величина эффективной работы выхода лежит в пределах 1,3 ... 1,5 эВ. Анализ ее зависимости от температуры показывает, что полученный экспериментальный участок кривой соответствует спадающему участку S-образной кривой, для которого характерно уменьшение степени покрытия эмиссионной поверхности с 1 до 0,5.

Заключение

Установлено, что возможности использования чистого цезия в качестве активатора весьма ограничены, так как его пленка оказывается очень нестойкой и быстро испаряется с поверхности катода при

сравнительно низких температурах (выше 690 К). Применение катода с парами цезия возможно либо в замкнутых системах (газоразрядных трубках, термоэмиссионных преобразователях), либо в расходных системах плотность паров в которых такова, что испарение с поверхности компенсируется конденсацией его на ней и устанавливается динамическая пленка активатора. Для поддержания постоянной степени покрытия давление должно экспоненциально расти с температурой.

Один из способов воздействия на работу выхода электродов в парах цезия является введение в систему электроотрицательных элементов: кислорода, галогенов или их соединений с Cs. Совместная адсорбция электроотрицательных атомов и цезия увеличивает теплоту десорбции цезия и одновременно приводит к значительно большему снижению работы выхода катода, что проявляется в смещении максимума эмиссии в область более высоких температур которое может достигать 200 – 300 К. Соответственно снижается и давление цезия, необходимое для получения оптимальной работы выхода катода

Показано, что наиболее перспективным является использование в качестве рабочего тела катода солей (карбоната, алюмината) цезия, которое позволит решить проблему активации эмиссионной поверхности при низких давлениях в полости с реализацией эффекта электроотрицательных добавок. На его поверхности могут образовываться сложные комплексы, состоящие из окиси цезия, окислов металла подложки и свободных металлов.

Достоверность разработанного механизма подтверждена экспериментально снижением работы

выхода до 1,3 – 1,5 эВ. Работа на солях цезия позволяет обеспечить наличие пленки при давлениях в полости катода до 10^{-2} мм. рт. ст. и температурах до 1000 К.

Литература

1. Университетские проекты микроспутников: тенденции, технологии, реализация: Материалы международного семинара-практикума. – Днепропетровск: ДНУ, 2002. – 90 с.
2. Некоторые особенности рабочих процессов в прикатодной области электроракетных двигателей / Н.В. Белан, А.И. Оранский, Г.К. Бахмет // Сб. тр. VII-х научных чтений по космонавтике. – М., 1993. – С. 35-38.
3. Хитько А.В. Двухступенчатый полый катод // Современные проблемы ДЛА: Тр. 3 Всесоюз. науч.-техн. конф. – М.: МАИ, 1986. – 620 с.
4. Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма / Под ред. Б.Я. Мойжеса, Г.Е. Пикуса. – М.: Наука, 1973. – 480 с.
5. Дюжев Г.А., Бакшт Ф.Г., Юрьев В.Г. Теория сильноточного дугового полого катода // ЖТФ, – 1981. – Т. 51. – С. 1846-1857.
6. Морозов А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. – М.: Атомиздат, 1978. – 328 с.

Поступила в редакцию 17.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 533.9.07, 621.387.424

С.А. ОГИЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ МОЩНОСТИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПЕРЕХОДНЫЙ ПЕРИОД ПОСЛЕ СТАРТА ДВИГАТЕЛЯ

Для поиска путей выполнения технических требований, предъявляемых к двигателю системы ориентации космического аппарата, были проведены теоретические исследования изменения интегральных характеристик стационарного плазменного двигателя после старта. Процессы в магнитной системе двигателя, которые в наибольшей степени ограничивают длительность перехода на стационарный режим работы, были детально изучены.

стационарный плазменный двигатель, космический аппарат, малая мощность, переходный процесс после старта, интегральные характеристики, процессы в магнитопроводе

Введение

В настоящее время широко изучается возможность применения стационарного плазменного двигателя (СПД) в двигательных установках для системы ориентации космического аппарата. Одно из требований, предъявляемых к такому двигателю – малое время перехода на стационарный режим работы после его старта.

Обзор работ и формулирование задач исследования процессов на переходном режиме работы СПД. К настоящему времени не опубликованы работы, в которых был бы изложен детальный комплексный подход к изучению переходных процессов в СПД с момента старта. Для углублённого исследования выделены следующие задачи.

1. Определение процессов и элементов СПД, которые определяют время выхода на стационарный режим работы.

2. Исследование переходных процессов в магнитопроводе СПД и в цепи питания магнитных катушек начиная с момента старта.

3. Изучение зависимости интегральных характеристик СПД в переходный период от процессов в магнитной системе.

1. Решение задач. Результаты

1.1. Исследование переходных процессов в разрядном промежутке СПД. Среди процессов, происходящих в СПД в переходный период выделены: – процессы в магнитной системе, включая цепь питания и магнитопровод; – процессы движения частиц в разрядном промежутке. Априорная оценка длительности переходного процесса в магнитной системе даёт величину 1000...10000 мкс. Время возможного “запаздывания” в переносе зарядов через разрядный промежуток – порядка 10^{-5} с. Полагая, что в переходный период уменьшение концентрации атомов в разрядной камере (РК) “мгновенно” следует за изменением в распределении электронов. Таким образом, наиболее инертные процессы переходного периода происходят в магнитной системе СПД, а разрядный ток $I_p(t)$ отражает изменения в разрядном промежутке с “запаздыванием” порядка 10^{-5} с. Далее, рассматривая процесс нарастания разрядного напряжения как дискретный, для определения процессов в разрядном промежутке, как базовая, была использована математическая модель ионизации и ускорения газа (МИУ), разработанная ранее [1] для стационарного режима.

1.2. Исследование переходных процессов в магнитной системе СПД, определяющих величину магнитного поля в разрядной камере. Для исследования переходных процессов в магнитной системе СПД была разработана математическая модель по изучению процессов в отдельной магнитной катушке с сердечником (ММК) на основе эквивалентной схемы электрической цепи (рис. 1) магнитной катушки (МК), включающей: а) источник питания с ЭДС – $\varepsilon_{уст}$ (определяется напряжением холостого хода $U_{хх}$ и сопротивлением $r_{уст}$); б) нагрузка R_{dv} ; в) индуктивный элемент L , который условно замещается активным сопротивлением r_b и источником ЭДС – $\varepsilon_{сам}$ (направленной противоположно $\varepsilon_{уст}$, когда рассматривается процесс после замыкания цепи ключом К). Уравнение баланса напряжений включает (рис. 1, 2):

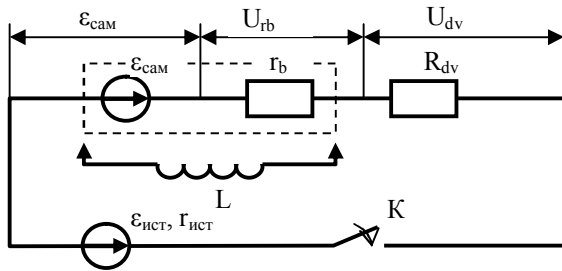


Рис. 1. Эквивалентная схема электрической цепи магнитной катушки

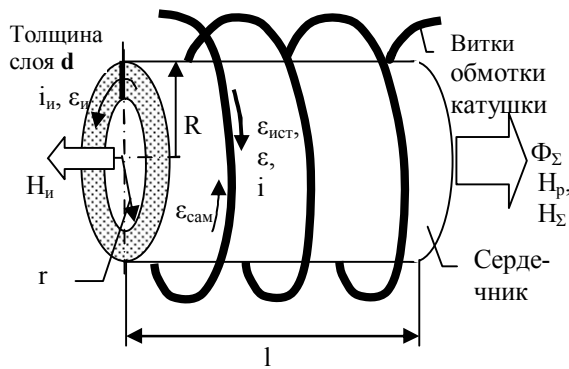


Рис. 2. Схема направлений ЭДС, токов и магнитных потоков в магнитной катушке

$$\varepsilon_{уст} = U_{rb} + \varepsilon_{сам} + U_{dv}, \quad (1)$$

где отдельные слагаемые определены следующим образом: $\varepsilon_{уст} = U_{хх} - i \cdot r_{уст}$; $U_{rb} = i \cdot r_b$; $U_{dv} = i \cdot R_{dv}$;

$\varepsilon_{сам} = \frac{d(i \cdot L)}{dt}$. Результирующая ЭДС цепи

$$\varepsilon = \varepsilon_{уст} - \varepsilon_{сам}. \quad (2)$$

Индуктивность катушки определялась в виде

$$L = W_{mn} \cdot 2 / i^2, \quad (3)$$

где $W_{mn} = B_{\Sigma} \cdot H_{\Sigma} \cdot V_c / 2 = \Phi \cdot i$ – энергия магнитного поля в объёме магнитопровода $V_c = l \cdot \pi \cdot r^2$. H_{Σ} и B_{Σ} – результирующая напряжённость поля и магнитная индукция связаны зависимостью $B_{\Sigma} = f(H_{\Sigma})$ для конкретного материала; Φ – поток магнитной индукции B_{Σ} через катушку; H_{Σ} – рассматривается как результирующая напряжённость поля, создаваемая действием токов; i_u – ток в поверхностном слое толщиной d сердечника магнитопровода, протекающего под действием ЭДС ε_u ; i – тока в витках катушки, протекающего под действием результирующей ЭДС ε . При этом

$$H_{\Sigma} = H_p - H_u, \quad (4)$$

где отдельные слагаемые определены как:

$$H_u = \frac{i_u}{2 \cdot r}, \quad H_u = \frac{N \cdot i}{l} \cdot K_b, \text{ а } K_b - \text{ функция радиуса}$$

$$\text{витков, } r_b = \frac{\rho_{Cu} \cdot N \cdot \pi \cdot R}{D_{np}^2 \cdot \pi / 4}, \quad i = \frac{\varepsilon}{r_{уст} + r_b + R_{dv}},$$

$d = R - r$; N – число витков; d – толщина слоя, в котором сосредоточен ток i_u ; D_{np} – диаметр провода; R – диаметр витков катушки; $\rho_{Cu} = 1,7 \cdot 10^{-8}$ Ом·м – удельное электрическое сопротивление материала провода; l – длина катушки; R_{dv} – сопротивление активной нагрузки; K_b – коэффициент, учитывающий соотношение длины и диаметра соленоида.

При этом полагалось, что действительное распределение плотности тока по толщине сердечника заменено распределением тока, сосредоточенного в слое толщиной d .

ЭДС ε_u , наводимая в верхнем слое (толщиной d) сердечника катушки

$$\varepsilon_u = d\Phi_{\Sigma} / dt, \quad (5)$$

где $\Phi_{\Sigma} = B_{\Sigma} \cdot \pi \cdot r^2 = f(H_{\Sigma}) \cdot \pi \cdot r^2$ – изменяющийся поток магнитной индукции. Ток в слое d , возникающий под действием ε_u ,

$$i_u = \frac{\varepsilon_u}{R_{слоя}},$$

где $R_{\text{слоя}} = \frac{\rho_{Fe} \cdot 2 \cdot \pi \cdot r}{l \cdot d}$ – сопротивление току i_u ;

ρ_{Fe} – удельное электрическое сопротивление материала сердечника (ферромагнетика).

Мощность, затрачиваемая на нагрев слоя сердечника, в котором протекает ток i_u

$$\varepsilon_u \cdot i_u = \varepsilon_{ucm} \cdot i - i^2 \cdot (R_{dv} + r_b + r_{ucm}) - \frac{d(W_{mn} / \mu)}{dt} \quad (6)$$

Вышеприведенные уравнения (1 – 6) решаются совместно. При этом следует выбирать те значения тока i (решения уравнений), которые отвечают наибольшему увеличению энтропии системы.

Используя ММК было детально изучено генерирование и изменение контурного тока, протекающего в поверхностном слое элемента магнитопровода под действием изменяющегося магнитного поля; выделение джоулева тепла при протекании этого тока; явление магнитного насыщения магнитопровода; генерирование и изменение ЭДС в витках магнитной катушки под действием изменяющегося магнитного поля. Для проверки ММК были рассчитаны и сопоставлены с экспериментальными результатами временные зависимости нарастания тока в отдельной катушке. Аналогичная зависимость была рассчитана по известной формуле полагая постоянной индуктивность катушки $i_{\text{форм}} = U/r \cdot (1 - \exp(-r/L \cdot t))$, где r – омическое сопротивление элемента цепи питания; U – напряжение источника питания; t – время; $L \approx \text{const}$ – индуктивность магнитной катушки. Результат анализа экспериментальных и расчётных результатов (рис. 3) показывает их качественное соответствие и подтверждает адекватность описания изучаемых процессов с помощью ММК. Далее, базируясь на ММК, была разработана математическая модель переходного процесса в магнитной системе СПД (ММС) при следующих допущениях. Вследствие того, что поверхностный слой, в котором наводится индуктивный ток, для полюсных наконечников и для задней стенки магнитопровода имеет в несколько раз большую протяжённость, чем для сердечников катушек и для центрального маг-

нитопровода СПД, то потерями энергии на нагрев металла индукционным током пренебрегали.

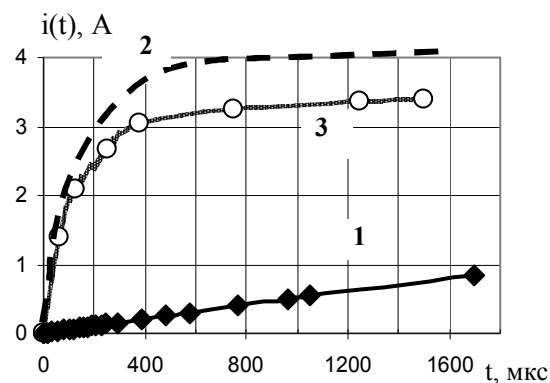


Рис. 3. Изменение во времени тока в магнитной катушке:

- 1 – $i_{\text{форм}}(t)$ расчёт по известной формуле при $L = \text{const}$; 2 – $i_{\text{мод}}(t)$ расчёт по ММК;
- 3 – $i_{\text{экспер}}(t)$ определено экспериментально

При этом потери в слое с сопротивлением $R_{\text{слояЦ}}$ центрального сердечника, через который проходит поток индукции $\Phi_{\text{ц}}$ определялись в виде $W_{\text{потерьЦ}} = (d\Phi_{\text{ц}} / dt)^2 / R_{\text{слояЦ}}$ и аналогично – для периферийных сердечников. Используя ММС, рассчитано изменение индукции магнитного поля на срезе РК СПД (рис. 4).

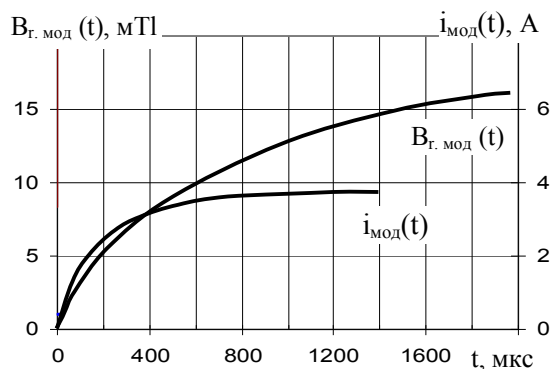


Рис. 4. $B_{г.мод}(t)$ – изменение во времени индукции магнитного поля на срезе РК и тока в катушке $i_{\text{мод}}(t)$, рассчитанные по ММС

1.3. Расчёт изменения интегральных характеристик СПД в переходный период после старта двигателя. Для расчёта временных зависимостей тяги $F_T(t)$, удельного импульса $I_{sp}(t)$, тягового КПД $\eta_T(t)$ и разрядного тока $I_p(t)$ была использована следующая методика. Используя модель магнитной системы –ММС (п. 1.2), задавая вольт-амперную

характеристику источника питания магнитной катушки и характерные геометрические размеры магнитной системы двигателя рассчитывались зависимости $B_{r,mod}(t)$ и $i_{mod}(t)$ (рис. 2). При расчёте задавалось такое напряжение источника питания, которое обеспечивает ток, необходимый для создания магнитной индукции на срезе РК величиной 16...17 мТл. Используя модель ионизации и ускорения – МИУ (п. 1.1) и определённые зависимости $B_{r,mod}(t)$, задавая массовые расходы через анодный блок и катод, а также величину разрядного напряжения и характерные размеры двигателя определены зависимости $F_T(t)$, $I_{sp}(t)$, $\eta_T(t)$, $I_p(t)$ (рис. 5, 6).

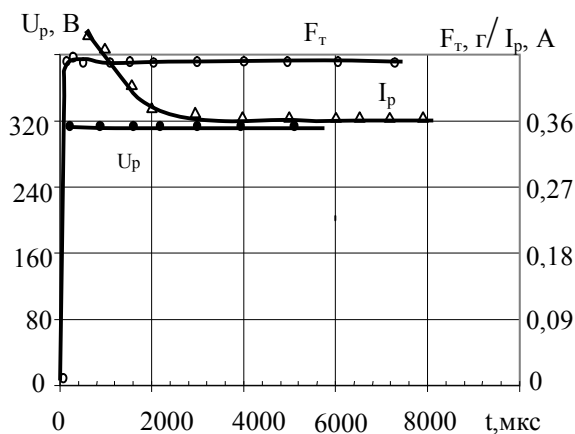


Рис. 5. Изменение во времени тяги $F_m(t)$ и разрядного тока $I_p(t)$ СПД малой мощности после старта, рассчитанное по математической модели

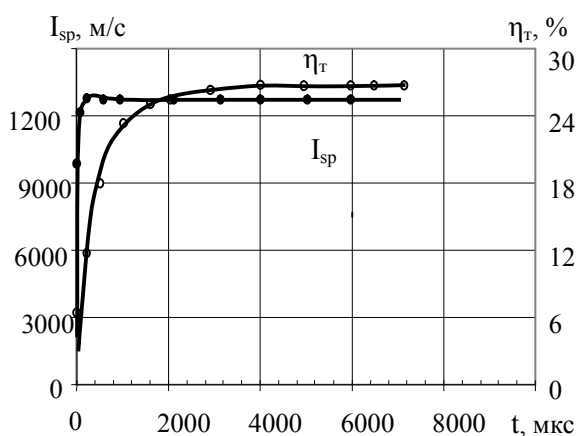


Рис. 6. Изменение во времени удельного импульса $I_{sp}(t)$ и тягового КПД $\eta_m(t)$ СПД малой мощности после старта, рассчитанное по математической модели

Расчёт проведен при условии одновременного включения источников питания основного разряда

(стабилизированное напряжение $U_p = 315$ В) и магнитной системы двигателя.

Заключение

1) СПД после инициирования разряда выходит на режим с относительно стабилизированной тягой за время не более 1.5 миллисекунды и стабилизированным КПД за время в пределах 2.5 миллисекунд. В дальнейшем возможно изменение интегральных характеристик СПД вследствие нагрева элементов конструкции в течение примерно 1 часа.

2) На основе анализа результатов расчётов, полученных с использованием разработанных математических моделей (процессов в магнитной системе, процессов в разрядном промежутке двигателя) предложены следующие направления исследовательских и конструкторских работ, для повышения динамических характеристик СПД. Создание условий для быстрого увеличения магнитного поля (что определяет эффективность процессов ионизации и ускорения рабочего тела) используя известные методы: применяя магнитные материалы с возможно большим удельным электрическим сопротивлением; уменьшая толщину элементов конструкции магнитопровода.

Далее, для уточнения расчётов, планируется расчёт распределения потенциала в СПД.

Литература

- 1 Oghienko S., Oranskiy A., Belokon V., Bober A. Study of some key problems of hall accelerator operation in the extended range of discharge voltage // Problems of Atomic Science and Technology. – 2007. – № 1. Series “Plasma physics” (13). – Kharkov – P. 170-173.

Поступила в редакцию 31.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 629.7.087:538.4:001.2

С.Н. КУЛАГИН, А.В. ДРОБОТ, Л.Г. ДУБОВИК, В.П. БАБИЦКИЙ

Днепропетровский национальный университет, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПРОВОДИМОСТИ СТЕНОК РАЗРЯДНОЙ КАМЕРЫ НА ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ХОЛЛОВСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

Приведены результаты экспериментальных исследований влияния проводимости стенок разрядной камеры на эффективность холловского двигателя малой мощности при различных расходах рабочего тела (ксенона). Показано, что в рассмотренном диапазоне мощностей (40-160 Вт) использование проводящих полюсных наконечников приводит к увеличению КПД холловского двигателя по сравнению с двигателем с диэлектрическими наконечниками на ~1-2 %. При этом слой ионизации и ускорения смещается к аноду, а уровень колебаний возрастает.

микроспутник, холловский двигатель, интегральные характеристики, проводимость стенок разрядной камеры, полюсные наконечники, колебания, потенциал плазмы, спектр электромагнитных полей

Введение

В последнее время растет интерес к использованию космических аппаратов (КА) малой массы – микроспутников (МС), не требующих использования двигательных установок с большой тягой, позволяющих выполнять задачи, ранее решавшиеся с помощью КА большой и средней массы. Это связано с возможностью уменьшения массы космических аппаратов за счет миниатюризации электронных приборов. Применение микроспутников требует разработки соответствующих подсистем, в том числе двигательных.

Как вариант, может быть рассмотрена электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ) на базе холловского двигателя (ХД).

Формулирование проблемы. Главной проблемой, сдерживающей использование ЭРДУ на борту МС, является слабая энерговооруженность микроспутников. Так, полная потребляемая мощность МС может составлять 100-300 Вт для околоземных орбит и 300-650 Вт для длительных перелетов [1]. Соответственно мощность, которая может быть выделена для работы двигательной

установки, находится в диапазоне 50-200 Вт в зависимости от конкретной задачи.

Имеющийся опыт разработки ХД относится к диапазону мощностей 0,5–5,0 кВт. При изменении мощности и габаритов двигателей в этом диапазоне не происходит каких-либо качественных изменений в характере работы двигателя. При уменьшении мощности (менее 0,5 кВт) и габаритов можно ожидать появления некоторых масштабных факторов, которые будут оказывать влияние на характер работы и характеристики ХД.

Основными из этих факторов являются:

- опасность перехода в аномальный режим работы;
- необходимость уменьшения площади сечения разрядной камеры двигателя для обеспечения высокой степени ионизации при малых расходах рабочего вещества;
- нарушение оптимальной геометрии элементов магнитной системы и профиля магнитного поля, что приводит к нарушению фокусировки и снижению эффективности;
- возрастание роли краевых эффектов на границе плазма/стенка разрядной камеры двигателя и

увеличение потерь энергии на элементах конструкции;

– невозможность в полной мере применения в конструкции двигателя малого размера всех технических решений, обеспечивающих минимальную эрозию стенок разрядной камеры и высокую эффективность холловских двигателей.

В имеющихся на настоящий момент публикациях показана возможность получения КПД холловского двигателя 20–25 % при мощности ~100 Вт [2]. Увеличение эффективности двигателя до 30–40 % требует проведения исследований, направленных на совершенствование конструкции и оптимизацию рабочих процессов. Поэтому экспериментальные исследования возможности использования в ХД малой мощности способов, разработанных для улучшения характеристик двигателей средней и большой мощности, представляет несомненный интерес.

Решение проблемы

В работе [3] предлагается новая концепция холловского двигателя с разделением проводящего канала на несколько секций. Эта схема по сравнению с традиционной позволяет увеличить ресурс, уменьшить вторичную электронную эмиссию и снизить потери разрядной мощности, что приводит к увеличению КПД. Подтверждена принципиальная возможность создания ХД средней мощности с проводящим секционированным каналом при сравнительно высокой эффективности (около 60 %).

Постановка задачи исследований. Целью настоящей работы является экспериментальное исследование влияния проводимости стенок разрядной камеры (РК) в районе переднего среза на характеристики ХД малой мощности.

Результаты исследований. Конструктивная схема экспериментальной модели ХД с наружным диаметром РК 37 мм (условное название Д-37)

представлена на рис. 1, а распределение радиальной составляющей магнитной индукции по длине РК для различных сечений – на рис. 2.

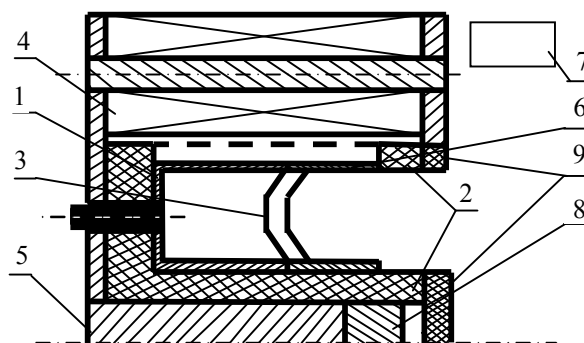


Рис. 1. Конструктивная схема Д-37:

1 – анод-газораспределитель; 2 – изоляторы; 3 – радиальные переемы; 4 – катушка намагничивания; 5 – магнитопровод; 6 – магнитный экран; 7 – катод-компенсатор; 8 – постоянный магнит; 9 – полюсные наконечники



Рис. 2. Распределение магнитного поля по длине РК ($L=12$ мм – передний срез двигателя)

Конструкция двигателя, включающая магнитный экран, выполняющий функции анода [4], позволяла менять полюсные наконечники при сохранении без изменений геометрии магнитной системы. В качестве материалов для изготовления наконечников с различной проводимостью использовались графит (проводник) и алюмонитрид бора АБН (диэлектрик).

В экспериментах снимались вольт-амперные и тяговые характеристики при расходах рабочего тела

(ксенона) в диапазоне 0,28-0,87 мг/с при фиксированном токе катушки намагничивания. Ток катушки подбирался по минимуму тока разряда для расхода ксенона $\dot{m}=0,53$ мг/с (среднее значение из указанного диапазона) при напряжении 150 В. Зависимость тока разряда I_p от тока катушки I_k представлена на рис. 3, из которого видно, что при токе катушки в диапазоне 2-8 А ток разряда остается практически неизменным.

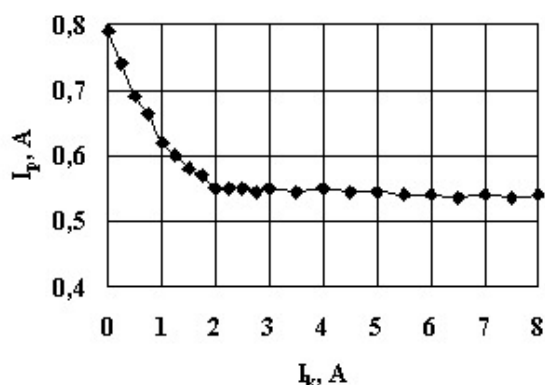


Рис. 3. Зависимость тока разряда от тока катушки

Так как оптимальный ток катушки зависит от расхода рабочего тела и разрядного напряжения [5], для проведения дальнейших исследований ток катушки выбран "с запасом" и составлял 3 А, что уменьшало влияние магнитной индукции на характеристики двигателя при изменении расхода и напряжения. Это позволило проводить все эксперименты при фиксированном значении магнитной индукции, что значительно упрощает сравнительный анализ характеристик, полученных при использовании проводящих и диэлектрических полюсных наконечников.

Для различных материалов полюсных наконечников при токе катушки 3 А и напряжении разряда $U_p=150$ В получены зависимости тока разряда и тяги от расхода рабочего тела (рис. 4, 5), а также зависимости тягового КПД η от потребляемой мощности при тех же расходах ксенона (рис. 6).

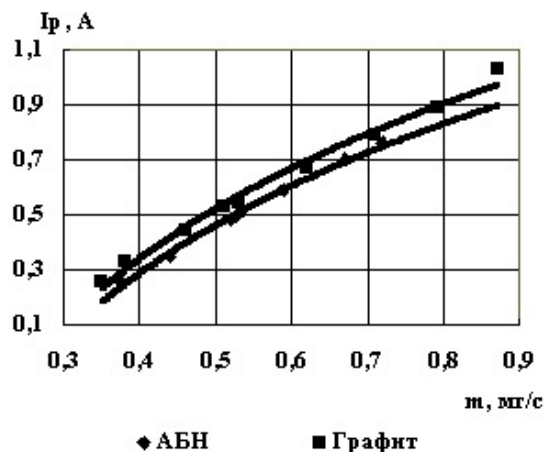


Рис. 4. Зависимость тока разряда двигателя Д-37 от расхода

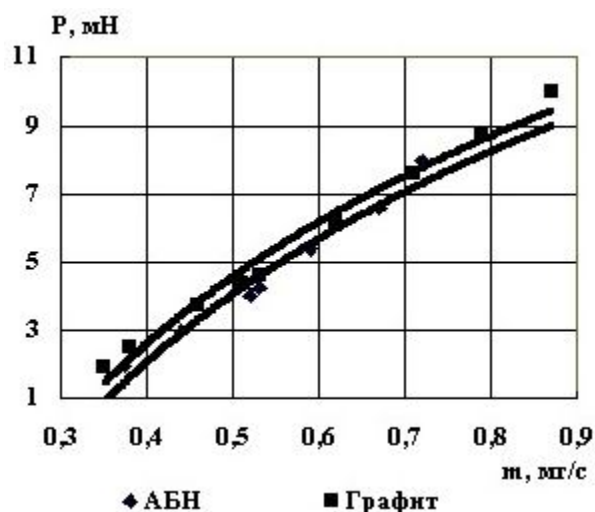


Рис. 5. Зависимость тяги двигателя Д-37 от расхода

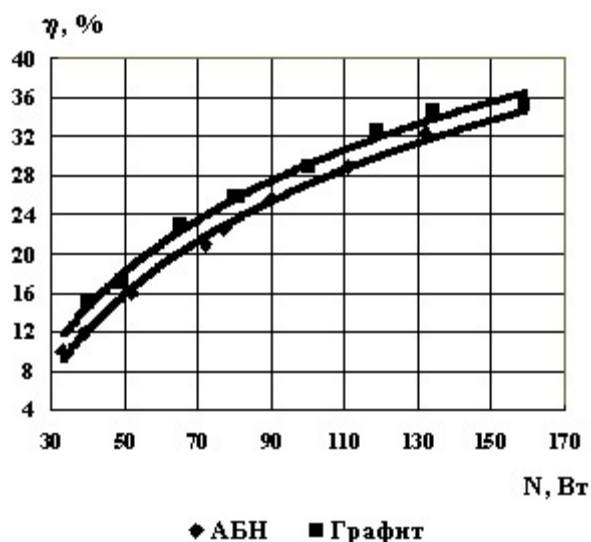


Рис. 6. Зависимость тягового КПД двигателя Д-37 от мощности

Как видно из рис. 4, 5 ток разряда и тяга для графитовых полюсных наконечников больше, чем для наконечников из АБН. При этом КПД двигателя с проводящими полюсными наконечниками оказывается выше (рис. 6).

Зондовые измерения потенциала плазмы (зонд вводился через заднюю стенку РК) показали, что при использовании проводящих наконечников потенциал плазмы на выходе из анода падает «быстрее», чем в случае диэлектрических, что приводит к смещению слоя ионизации и ускорения в сторону анода. Это можно объяснить «замыканием» слоев плазмы с различным потенциалом проводящими стенками РК.

Измерения спектра электромагнитных полей, генерируемых работающим двигателем, производилось при помощи штыревой антенны, расположенной в непосредственной близости от переднего среза двигателя. Проведенные измерения показали, что в исследованном диапазоне частот (0-1 МГц) спектральный состав электромагнитных колебаний при смене полюсных наконечников меняется незначительно. Однако амплитуда колебаний при использовании проводящих наконечников увеличивается на 18-20 дБ.

Заключение

Проведенные исследования показали, что в рассмотренном диапазоне мощностей (40-160 Вт) использование проводящих полюсных наконечников приводит к увеличению КПД холлового двигателя по сравнению с двигателем с диэлектрическими на-

конечниками на ~1-2 %. При этом слой ионизации и ускорения смещается к аноду. Спектральный состав колебаний изменяется незначительно, но их амплитуда увеличивается на 18-20 дБ.

Литература

1. Bugeat I., Koppel C. Development of a second generation of SPT // 24 th International Electric Propulsion Conference. IEPC 95-35. – Moscow, September, 1995. – P. 995-997.
2. Small SPT Unit Development and Tests / B. Arkhipov, V. Kim, A. Koryakin, V. Murashko, A. Nesterenko, A. Skrylnikov // 3th International Conference on Spacecraft Propulsion. ESA SP-465. – Cannes, France, 2000. – P. 399-401.
3. Zhakupov A., Khartov S., Latyshev L. Hall Thruster With a Sectioned Conducting Channel // Proc. 3rd International Conference on Spacecraft Propulsion. ESA SP-465. – Cannes, France, 2000. – P. 277-279.
4. Деклараційний пат. 69865 Україна, МКІ F03H1/00. Плазмовий холовський двигун малої потужності / С.М. Кулагін, Л.Г. Дубовик, Ю.В. Манець.- № 20031211412; Заявл. 11.12.03; Опубл. 15.09.04, Бюл. № 9. – 3 с.
5. Белан Н.В., Ким В.П., Оранский А.И. Стационарные плазменные двигатели. – Х.: ХАИ, 1989. – 316 с.

Поступила в редакцию 24.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 621.455-192

Т.Н. ЖУКОВА-БОЙКО, А.И. ОРАНСКИЙ, А.А. ТИТОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ПУТИ СОКРАЩЕНИЯ ОБЪЕМА ИСПЫТАНИЙ ГПВК НА НАДЕЖНОСТЬ В НОМИНАЛЬНОМ РАБОЧЕМ РЕЖИМЕ

Анализируются известные методы физической надежности и предложен ряд новых путей сокращения объема (времени) испытаний газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов (ГПВК) на надежность в номинальном рабочем режиме. Показано, что большинство из рассмотренных методов ускоренных испытаний носит характер научно-обоснованных идей. Приводится перечень основных работ, необходимых для создания методики ускоренных испытаний ГПВК на надежность.

электроракетные двигатели, газоразрядные полые высокоэмиссионные катоды, физическая надежность, методы ускоренных испытаний на надежность

Введение

Рост энерговооруженности космических летательных аппаратов, увеличение сроков их активного существования, усложнение и расширение полетных программ неизбежно приводит к повышению требований к ресурсу и надежности электроракетных двигателей (ЭРД).

Эти повышенные требования к электроракетным двигателям в настоящее время не могут быть выполнены потому, что им не отвечают, прежде всего, катоды, которые входят в их состав, поскольку именно катоды в большинстве случаев определяют ресурс и надежность ЭРД.

Данная работа посвящена одному из направлений решения проблемы надежности катодов ЭРД - анализу путей сокращения объема их испытаний на надежность.

1. Формулирование проблемы.

Цель работы

1.1. Характеристика проблемы надежности ЭРД. Сложность и ответственность задач, решаемых с помощью ЭРД, заставляет предъявлять к их надежности весьма высокие требования: задаваемые вероятности безотказной работы определяются ве-

личинами $P(\tau) = 0,9 \dots 0,999$ при значениях времени работы ЭРД $\tau = 10^3 \dots 10^4$ часов.

Для определения соответствия изделий таким высоким требованиям согласно представлениям, основанным на базе математической статистики, необходимы большие объемы испытаний: большие величины выборок и значительная продолжительность испытаний. При этом объемы выборок исчисляются десятками и сотнями образцов, а время испытаний может достигать такой продолжительности, что для ЭРД и их основных элементов подобные испытания становятся проблемой. При больших значениях заданного времени безотказной работы τ они очень дороги и не обеспечивают необходимой оперативности контроля надежности изделий, а при больших значениях вероятности безотказной работы не дают достаточной достоверности результатов контроля.

Таким образом, классическая вероятностная теория надежности для электроракетных двигателей является неприемлемой.

Сложность проблемы заключается еще и в том, что количество образцов большинства основных элементов электроракетных двигателей, в том числе и катоды, которые могут быть предъявлены на испытания, часто исчисляются единицами.

По-существу, в электроракетодвигателестроении при решении проблемы их надежности на основе сокращенного объема испытаний мы имеем дело с двумя неразрывно связанными в практическом отношении задачами: задачей сокращения времени испытаний (ускоренных испытаний) и задачей сокращения объема выборки.

1.2. Критерии отказов газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов. С широким использованием в ЭРД перспективных газоразрядных полых высокоэмиссионных катодов (ГПВК) [1] наблюдается значительный прогресс в достижении требуемого ресурса и надежности.

В настоящее время наиболее перспективной с точки зрения энергозатрат и ресурса является схема ГПВК (рис. 1), обладающая следующими отличительными особенностями:

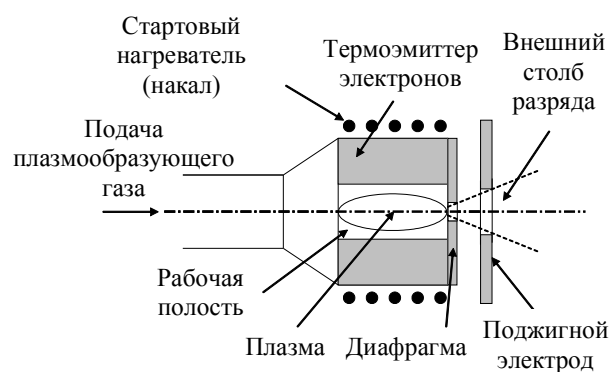


Рис. 1. Схема ГПВК

- расход плазмообразующего газа через рабочую полость с образованием положительного (по отношению к эмиссионной поверхности) столба плазмы, в результате чего снижается разрядное напряжение и улучшаются эмиссионные свойства поверхности, благодаря эффекту Шоттки в термоэлектронной эмиссии;

- наличие диафрагмы с отверстием, при котором требуемое давление плазмообразующего газа в рабочей полости достигается при меньшем его расходе;

- использование активирующих веществ (активаторов) либо эффективных термоэмиттеров для

улучшения эмиссионных свойств рабочей поверхности в результате снижения работы выхода электронов.

Отказы современных ГПВК с импрегнированными вольфрамо-бариевыми термоэмиттерами, непосредственно связанные с рабочими процессами, происходят в основном по двум причинам. Первой из них является уменьшение массы запасенного в термоэмиттере барий-содержащего активатора до минимального критического значения, при котором резко снижается его доставка к эмиттирующей поверхности рабочей полости катода [2]. Второй причиной является достижение диаметром выходного отверстия диафрагмы ГПВК некоторой предельной критической величины $d_{кр}$ [3].

1.3. Цель работы. Целью данной работы является анализ путей сокращения объема испытаний ГПВК ЭРД на надежность в номинальном рабочем режиме.

В качестве примера, критерием отказа ГПВК в данной работе выбран эрозионный износ выходного отверстия диафрагмы катода до некоторого критического значения диаметра $d_{кр}$.

2. Решение проблемы

2.1. Общие положения о методах ускоренных испытаний на надежность изделий, подверженных износным отказам, в номинальном рабочем режиме. Одним из распространенных методов ускоренных испытаний в номинальном режиме является метод прогнозирования ресурса изделия по результатам испытаний в течение времени t_u , меньшим ресурса. Этот метод обычно применяют в случае, когда полученные на предварительных испытаниях реализации случайного процесса $X(t, \varepsilon_0)$ могут быть аппроксимированы элементарной функцией, выбор которой проводят на основании анализа базовой информации.

Если изделие состоит из элемента или групп элементов, подверженных износу, то для ускорения

испытаний на долговечность изделия проводят испытание в номинальном режиме с размерами узлов изделия, измененными механическим, химическим или другим способом, соответствующими износу исследуемых узлов изделия за ресурс.

Этот же метод можно применить для получения базовой информации. Для этого изготавливают ряд узлов изделия, подверженных износу с различными геометрическими размерами, соответствующими предполагаемому износу конструкционных материалов в моменты времени $t_1, \dots, t_L$. Испытывают изделия в течение времени, необходимого для определения скоростей уноса материалов узлов. После проведения испытаний производят замеры изменений геометрических размеров и вычисляют скорость их изменений. Затем с помощью метода аппроксимации восстанавливается конкретный вид зависимости износа материалов изделия от времени его работы.

Для сокращения объема выборки могут быть использованы методы определения закона распределения на основе малого числа наблюдений [4, 5].

2.2. Методы ускоренных испытаний ГПВК на ресурс в номинальном режиме. Износостойкий отказ ГПВК связан в основном с постепенным увеличением диаметра отверстия (d) диафрагмы катода. Поэтому при наличии устойчивых базовых характеристик надежности и ресурса ГПВК, полученных в результате испытаний на долговечность конечной по объему выборки катодов в номинальном режиме работы, таких как $\mu_T(d) = f(t, \varepsilon_0)$ – математическое ожидание диаметра отверстия диафрагмы катода в интервале времени $t_1, \dots, t_L$; $\mu_T(d_{кр}) = f(t, \varepsilon_0)$ – математическое ожидание критического диаметра отверстия, при котором произошел отказ катода; $\mu(T)$ – математическое ожидание ресурса катода, а также дисперсий этих величин, можно применить способ ускорения испытаний на долговечность катодов в номинальном режиме его работы, основанный на методах прогнозирования [6]. Суть метода заключается в следующем. Если зависимость диа-

метра отверстия диафрагмы катода от времени испытаний с хорошей степенью точности может быть аппроксимирована элементарной функцией, то по наблюдениям в течение времени, меньшем $\mu(T)$, можно представить параметры надежности катодов за период времени, равный ресурсу катодов. Использование этого метода возможно при очень точном методе измерения геометрических размеров отверстия диафрагмы и с минимальной амплитудой колебаний по току и напряжению разряда.

Более эффективный способ ускорения испытаний в номинальном режиме заключается в следующем. На основе базовых характеристик надежности изготавливают и испытывают выборку малого объема катодов с диаметрами отверстий, меньшими $\mu_T(d_{кр})$ на величину приработки отверстия плюс величину, соответствующую предполагаемому износу материала диафрагмы в течение 50...100 часов. По результатам испытаний вычисляют $\mu_T^Y(d_{кр})$. Если выполняется условие $\mu_T^Y(d_{кр}) \geq \mu_T(d_{кр})$, то контролируемая партия катодов удовлетворяет заданным параметрам надежности.

Использование этого способа ускорения испытаний на долговечность ГПВК позволяет получить высокие коэффициенты ускорения и допускает возможность применения совместно с любым форсированным видом испытаний.

При наличии нескольких базовых экспериментальных данных для оценки приближенной зависимости геометрии отверстия диафрагмы от времени наработки катода для получения необходимой предварительной информации о надежности катода в номинальном режиме его работы можно применить метод, основанный на испытании катодов в номинальном режиме.

Суть метода заключается в следующем. На номинальном режиме горения разряда испытываются несколько катодов с различными диаметрами отверстий диафрагмы.

1. Катод с номинальной геометрией отверстия испытывается в течение времени стабилизации расхода материала катода (времени приработки).

В процессе этого испытания производят периодические измерения изменений геометрии отверстия диафрагмы катода. После того, как скорость уноса материала катода стабилизировалась, испытание катода прекращают, измеряют геометрию отверстия диафрагмы и рассчитывают скорость изменения геометрических размеров диафрагмы $\left(V_u = \frac{\Delta d}{\Delta t} \right)$.

2. Исходя из гипотезы постоянной скорости износа материала катода прогнозируют геометрические размеры диафрагмы следующего катода, подлежащего испытанию, на период времени, равный предполагаемому ресурсу τ_1 , по формуле $d_2 = d_1 + V_1 \tau_1$. Изготавливают и проводят испытания в номинальном режиме катода с геометрией отверстия диафрагмы меньше расчетных на величину, равную приработке отверстия диафрагмы. После стабилизации расхода материала катода испытания продолжают столько времени, сколько необходимо для расчета скорости уноса материала катода (V_2). В процессе испытаний возможны три исхода. Если $V_2 < V_1$, производят уточнение ресурса катода τ , используя линейную зависимость скорости уноса материала от времени $V_2 = V_1 + a\tau_2$ и соответствующую ей зависимость геометрических размеров $d_2 = d_1 + V_1 \tau_2 + 0,5a\tau_2^2$. Затем, как и для случая $V_2 = V_1$, назначают следующий ресурс $\tau_3 > \tau_2$ и рассчитывают соответствующие геометрические размеры диафрагмы. Затем повторяют испытания до тех пор, пока $V_i > V_{i-1}$. В этом случае проводят испытания катода до его отказа и определяют критические размеры отверстия диафрагмы.

Для более точного восстановления зависимости износа геометрии отверстия диафрагмы катода от времени испытывают ряд катодов с геометрическими размерами отверстий, соответствующими пред-

полагаемому износу диафрагмы каждого катода за период $\Delta t \leq 1000$ часов. Тогда число испытываемых катодов в ряде равно предполагаемому ресурсу, деленному на период Δt . Затем по замеренным изменениям геометрических размеров отверстий и расходам материала диафрагм с помощью одного из методов аппроксимации восстанавливается конкретный вид зависимости износа диафрагмы катода от длительности его работы. Недостатком этого метода является необходимость учета изменения диаметра отверстия диафрагмы за время приработки отверстия, которое возникает за счет наличия шероховатостей микротрещин и других дефектов механической обработки отверстий.

Итак, будем считать, что для применения одного или комбинации из нескольких методов ускоренных испытаний ГПВК получена необходимая предварительная информация в процессе износа отверстия диафрагмы катода в номинальном режиме в виде зависимости диаметра отверстия от времени наработки, а также соответствующие математические ожидания измеренных величин и дисперсии.

2.3. Перечень основных работ необходимых для создания методики укороченных испытаний ГПВК на надежность.

1. Провести испытания нескольких катодов в номинальном режиме до отказа катодов с целью выяснения закономерности износа диафрагмы от времени работы, для чего в процессе испытаний необходимо проводить соответствующие измерения с максимальной точностью.

2. На основе информации, полученной с помощью обработки предыдущего эксперимента, выбрать ряд ГПВК с диаметрами выходных отверстий от начального до критического. Изготовить необходимое число катодов каждого диаметра. Провести испытание каждого катода в течение времени приработки отверстия диафрагмы и времени, необходимого для расчета либо измерения скорости изменения размеров отверстия.

3. На основе полученных экспериментальных данных рассчитать параметры надежности ГПВК в номинальном режиме. В результате соответствующей математической обработки получить базовые характеристики надежности и ресурса ГПВК.

Заключение

Большинство из рассмотренных в данной работе методов сокращения объема (времени) испытаний ГПВК на надежность носит характер научно-обоснованных идей. Для доведения предложенных методов до законченных технических решений в виде методик ускоренных испытаний или экспресс-анализа ресурса необходимо выполнить большую работу (см. п.п. 2.3).

Имеющихся экспериментальных данных по надежности и ресурсным характеристикам ГПВК совершенно недостаточно для создания методик их ускоренных испытаний. Прежде всего, необходимы базовые статистические характеристики изменения во времени основных параметров катодов (электрических, геометрических, температурных, массовых и др.) до достижения отказа (до полной выработки ресурса) при работе в номинальном режиме.

Литература

1. Оранский А.И. Перспективные катоды электроракетных двигателей // *Авіаційно-космічна*

техніка і технологія: Зб. наук. праць. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т “Харк. авіац. ін-т”. – 2002. – Вип. 31. Двигуни та енергоустановки. – С. 257-259.

2. Timothy R. Sarver-Verhey. 28000 hour Xenon Hollow Cathode Life Test Results. IEPC Paper 97-168; To be presented at the 25th IEPC // NASA/CR-97-206231, November, 1997. – 8 p.

3. Захарченко А.В., Нестеренко С.Ю., Оранский А.И. Прогнозирование ресурсных характеристик полых катодов // *Авиационно-космическая техника и технология*: Труды Харьк. авиац. ин-та им. Н.Е.Жуковского (1996). – Х.: ХАИ, 1997. – С. 239-244.

4. Чавчанидзе В.В., Кумсишвили В.А. Об определении законов распределения на основе малого числа наблюдений // *Применение вычислительной техники для автоматизации производства*: Сб. тр. – М.: Машгиз, 1961. – С. 187-194.

5. Хеттманспергер Т. Статистические выводы, основанные на рангах. – М.: Финансы и статистика, 1987. – 334 с.

6. Перроте А.И., Карташов Г.Д., Цветаев К.Н. Основы ускоренных испытаний радиоэлементов на надежность. – М.: Сов. радио, 1968. – 224 с.

Поступила в редакцию 24.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.И. Костюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 620.91

Ю.Б. ВАСИЛЬЕВ*Московский авиационный институт (Государственный технический университет)*

РАДИАЦИОННАЯ ДЕГРАДАЦИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ ПРИ РАБОТЕ В КОСМОСЕ¹

Рассмотрены проблемы работы солнечных батарей в радиационных поясах Земли. Приведена методика расчета радиационных потерь. Показаны возможные пути уменьшения потерь мощности СБ с целью увеличения ресурса работы космических летательных аппаратов.

солнечный ветер, электроны, протоны, солнечные батареи, дефекты структуры полупроводника, радиационная защита, траектория полета КА, апоцентр, перицентр

Введение

Радиационные пояса образуются в результате захвата заряженных частиц солнечного ветра, проникающих через полярные зоны, магнитным полем земного шара. Захваченные электроны и протоны диффундируют от одного полюса к другому по спирали вокруг силовых линий магнитного поля, образуя электронный и протонный радиационные пояса.

При работе в радиационных поясах лицевая и тыльная поверхности солнечной батареи (СБ) подвергаются бомбардировке заряженными частицами (протонами и электронами), захваченными магнитным полем Земли.

1. Механизм радиационного повреждения

Проникая вглубь полупроводника, заряженные частицы создают в его объеме точечные и групповые дефекты, которые становятся эффективными центрами рекомбинации электронно-дырочных пар. Действие этого механизма сопровождается уменьшением коэффициента собирания зарядов и, как следствие, падением тока полезной нагрузки. Чем выше энергия частицы, тем глубже в материал она проникает, тем больше порождается дефектов и тем выше скорость деградации СБ по току. Основной причиной деградации по

напряжению являются дефекты структуры материала вблизи поверхности полупроводника (непосредственно в области п-р-перехода), которые приводят к образованию точечных пробоев п-р-перехода и уменьшению шунтирующей нагрузки сопротивления. Этот механизм является основным повреждающим фактором при бомбардировке рабочей поверхности СБ протонами и электронами сравнительно низких энергий (< 1 МэВ), не способных проникать глубже поверхностного слоя.

2. Структура радиационных поясов

Как известно, [1] захваченная радиация подразделяется на две области – внутреннюю и внешнюю. Основной компонентой внутреннего пояса являются протоны, а внешнего электроны. Протонный пояс простирается от высот $H = 500\text{--}800$ км до $H = 12000\text{--}16000$ км. Чем выше энергия протонов, тем в более узкой области пространства они распределены. Максимальная энергия протонов внутреннего пояса на высоте $H = 2000$ км достигает величины $700\text{--}800$ МэВ. Дифференциальный энергетический спектр протонов рекомендуется аппроксимировать степенной функцией вида $E^{-1.8}$ [1]. Такая зависимость справедлива для протонов в диапазоне энергий от 75 до 700 МэВ. Протонов с энергией больше 700 МэВ в радиационных поясах Земли практически

¹Ю.Б. Васильев при поддержке гранта РФФИ № 07-01-12060

нет. В максимуме внутреннего радиационного пояса, соответствующего высоте $H=3000-3500$ км, в области магнитного экватора поток протонов с энергией больше 40 МэВ составляет $2.77 \cdot 10^4 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. [1]

Характерной особенностью пространственного распределения электронов различных энергий является наличие двух максимумов, соответствующих внутреннему ($H=3000-6000$ км) и внешнему ($H=25000-30000$ км) поясам космической радиации [1]. Экваториальные потоки электронов в этих поясах составляют $10^5 - 10^7 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ для $E_e > 1$ МэВ, $10^7 - 5 \cdot 10^7 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ для $E > 150$ КэВ, $10^8 \text{ см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$ для $E > 40$ КэВ.

Экспериментально-теоретические исследования процесса деградации показали, что скорость снижения выходных параметров СБ, работающей в радиационных поясах Земли, зависит не только от вида и энергии бомбардирующих поверхность частиц, но и от внутренней структуры ячейки и толщины защитного стеклянного покрытия. Большое количество разнообразных факторов, влияющих на процесс деградации СБ, затрудняют исследования и заставляют искать какие-то общие подходы, хотя бы в части учета пространственно-энергетического распределения потоков заряженных частиц. Один из возможных вариантов решения проблемы реализован на практике и изложен в техническом отчете JPL (США) [2]. Сущность его состоит в том, что воздействие на СБ протонов и электронов всего энергетического спектра сводится к эквивалентному (по степени радиационного повреждения) воздействию моноэнергетического потока электронов со стандартной энергией $E = 1$ МэВ. При этом эквивалентные величины коэффициентов радиационного повреждения для протонов и электронов различных энергий устанавливаются по результатам наземных и летных испытаний ячеек из кремния и арсенида галлия с внутренними структурами разной степени сложности.

Модель имеет две части – эквивалентную модель космического пространства, в которой для заданной высоты и времени полета на этой высоте, а также наклонения орбиты и толщины защитного покрытия СБ вычисляются эквивалентные поглощенные дозы электронов D_e , протонов D_p и их сумма D_{Σ} , ($1/\text{см}^2$).

Вторая часть – модель радиационной деградации выходных параметров СБ: плотности тока короткого замыкания J_f , напряжения холостого хода U_m , оптимальной плотности тока J_{opt} , оптимального напряжения U_{opt} и максимальной удельной мощности N_{smax} . Величины выходных параметров даны как в абсолютном, так и в относительном видах.

На основе эквивалентной модели космоса и значений коэффициентов повреждения для 30 типов СБ, приведенных в отчете [2], в НИИПМЭ МАИ была разработана программа BUKSIR, позволяющая расчетным путем оценивать степень деградации любой из 30 типов солнечных батарей с заданной толщиной защитного покрытия в зависимости от высоты полета космического аппарата, наклонения орбиты и времени работы СБ на этой орбите. Задавая указанные выше параметры, можно вычислить накопленные эквивалентные дозы от электронов, протонов, их сумму и относительную электрическую мощность батареи.

3. Расчеты радиационной деградации СБ

С помощью программы BUKSIR были проведены расчеты зависимостей суммарной эквивалентной дозы от высоты круговой орбиты с наклонением $51,6$ градуса для двух значений толщины защитного стекла (100 и 200 мкм) и времени полета 10 суток. Результаты расчетов в диапазоне высот от 500 до 36000 км с шагом 500 км в табличном виде вводились в программы баллистических расчетов траектории полета на этапе раскрутки КА у Земли вместе с экспериментальными данными по деградации электрической мощности трех типов космических

солнечных батарей (на основе аморфного и монокристаллического кремния, а также трехкаскадного арсенида галлия). Экспериментальные результаты для монокристалла кремния и трехкаскадного арсенида галлия, представленные в виде таблиц, [3] в диапазоне $10^{12} < D_{\Sigma} < 3,5 \cdot 10^{15}$ аппроксимировались аналитическими зависимостями:

α -Si – аморфный кремний:

$$N/N_0 = 1 - 0,047 \cdot \log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{13}}\right) - 3,548 \cdot 10^{-4} \cdot \left[\log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{13}}\right)\right]^{3,43};$$

Si-монокристалл:

$$N/N_0 = 1 + 0,0241 \cdot \log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{12}}\right) - 0,0466 \cdot \left[\log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{12}}\right)\right]^{1,8};$$

GaInP₂/GaAs/Ge:

$$N/N_0 = 1 - 0,00841 \cdot \log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{12}}\right) - 0,00614 \cdot \left[\log\left(\frac{D_{\Sigma}}{10^{12}}\right)\right]^{2,8}.$$

Результаты расчетов десятисуточной деградации мощности СБ на основе монокристаллического кремния с толщиной защиты 0,1 мм для стационарных круговых орбит с углом наклона 51,6° в функции высоты орбиты H представлены на рис. 1.

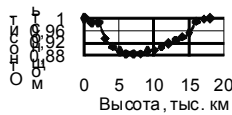


Рис. 1. Высотная деградация СБ

Рис. 1 показывает, что наиболее опасным диапазоном высот для аппаратов, работающих на стационарных круговых орбитах, являются высоты от 3 до 10 – 12 тысяч км, т.е. область наиболее жесткой протонной компоненты. В этой области следует использовать СБ с более толстой защитой, несмотря на увеличение массы КА.

Для расчета деградации мощности СБ, эксплуатируемых на стационарных эллиптических орбитах, была разработана программа BUKSIP-2, сущность которой заключается в следующем. Эллиптические орбиты в этой программе задаются высотами пери-

центра H_p , апоцентра H_a (тыс. км.) и углом наклона φ . Расчет производится в следующем порядке:

1) весь диапазон траектории орбиты от H_p до H_a разбивается на ряд эшелонов высот величиной $\Delta H = 500 - 1000$ км. в зависимости от H_a ;

Далее последовательно вычисляются:

2) эксцентриситет орбиты

$$e = \frac{H_a - H_p}{H_a + H_p + 2 \cdot R_z},$$

где $R_z = 6,37$ – радиус Земли, тыс. км;

3) большая полуось эллипса

$$a = \frac{H_p + R_z}{1 - e};$$

4) параметры входа (b_1), выхода (b_2) в i -й эшелон высот:

$$b_{1i} = \frac{a - H_{1i} - R_z}{a \cdot e};$$

$$b_{2i} = \frac{a - H_{2i} - R_z}{a \cdot e};$$

5) эксцентрические аномалии

$$E_{k1} = \frac{\pi}{2} - \arctg \frac{\sqrt{1 - b_{1i}^2}}{b_{1i}};$$

$$E_{k2} = \frac{\pi}{2} - \arctg \frac{\sqrt{1 - b_{2i}^2}}{b_{2i}};$$

6) время полета в i -м эшелоне, час

$$\Delta t_i = \sqrt{\frac{a^3}{3,986}} \cdot \frac{1}{18} \cdot [(E_{k2} - e \cdot \sin E_{k2}) - (E_{k1} - e \cdot \sin E_{k1})].$$

В качестве примера был проведен расчет радиационной деградации мощности СБ на основе монокристаллического кремния с толщиной защитного стекла $\delta = 0,181$ мм космического аппарата «Молния», работающего на 12-часовой эллиптической орбите со следующими параметрами: $H_p = 1000$ км, $H_a = 40000$ км, $\varphi = 64^\circ$. Распределение потерь относительной мощности СБ по годам эксплуатации дано на рис. 2. Отдельными точками показаны экспериментальные результаты, полученные по данным телеметрических измерений с орбиты КА «Молния».

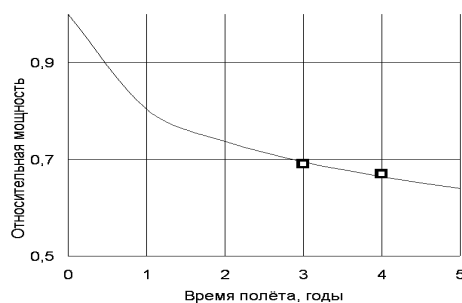


Рис. 2. Динамика радиационной деградации мощности СБ № 7120 по времени эксплуатации КА «Молния»

Деградация СБ космических буксиров

Особое значение приобретает проблема радиационной деградации СБ космических буксиров с электроракетными двигателями (ЭРД), предназначенных для доставки полезных грузов с опорной орбиты на геостационарную орбиту (ГСО).

Транспортной операцией по доставке полезного груза с поверхности Земли на (ГСО) с использованием электроракетного транспортного модуля (ЭРТМ) предусматривается три этапа:

- ракеты-носители типа «Онега», стартующие с космодрома Плесецк, выводят на околоземную круговую орбиту с высотой 200 км и углом наклона 62,8 град космический аппарат (КА), в состав которого входят разгонный блок (РБ) и электроракетный транспортный модуль;

- РБ на базе ЖРД формирует эллиптическую опорную орбиту с определенными значениями высот апоцентра, перицентра и угла наклона;

- ЭРТМ на базе электроракетного двигателя и солнечных батарей переводит аппарат с опорной орбиты на ГСО с возможностью использования СБ в качестве источника электропитания КА, эксплуатируемого в дальнейшем на геостационарной орбите.

В этой транспортной операции для сохранения работоспособности СБ необходимо правильно выбрать параметры опорной орбиты, при которых масса полезного груза на ГСО будет максимальна при минимальной деградации СБ. Особенно важно с помощью разгонного блока сформировать высоко-

эллиптическую орбиту с высотой апоцентра далеко за пределами внутреннего радиационного пояса. Хотя при этом потребуется дополнительное топливо для химического разгонного блока, но значительно сократится суммарное время пребывания ЭРТМ в области жесткого протонного пояса. Дело в том, что скорости полета в области апоцентра минимальны, а время полета максимально. Вторым важным решением является выбор оптимальной толщины защитного стекла СБ, так как при увеличении толщины стекла его масса растет быстрее, чем его защитные свойства. Таким образом, подобная двухпараметрическая оптимизация траектории полета ЭРТМ, синтезированная с баллистическим расчетом, позволит решить проблему доставки максимального полезного груза с поверхности Земли на ГСО при минимальной величине деградации СБ и при ограниченном времени буксировки (порядка трех месяцев). Предварительные расчеты показали возможности доставки на ГСО полезной массы 1980 кг при электрической мощности СБ 10 кВт, времени буксировки 180 суток с опорной орбиты ($H_p = 500$ км, $H_a = 64990$ км, $\varphi = 58,5^\circ$) с помощью ракеты-носителя «Союз-2-1б» и разгонного блока «Фрегат».

Литература

1. Акишин А.И., Вернов С.Н. Физические основы радиационной деградации полупроводниковых фотопреобразователей. Модель космоса. – Т. 2. – М.: МГУ, 1976. – 280 с.
2. Tada H.I., Carter J.R., Anspaugh B.E., Downing R.G. Solar Cell Radiation Handbook JPL Publication 82-69, 1982. – 216 p.
3. Интернет-ресурс, ОАО «Сатурн» – Солнечные батареи [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.saturn.kuban.ru/2.html>.

Поступила в редакцию 6.06.2007

Рецензент: член-корреспондент РАН, д-р техн. наук Г.А. Попов, Московский авиационный институт (Государственный технический университет), Москва.

УДК 629.78.064.5

К.В. БЕЗРУЧКО, А.О. ДАВИДОВ, С.В. СИДЕНКО, С.В. ШИРИНСКИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЕМКОСТИ
ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ АККУМУЛЯТОРОВ**

Рассмотрены методы определения емкости электрохимических аккумуляторов, их достоинства и недостатки. Обоснован выбор экспериментального метода с использованием параллельной схемы подключения для определения емкости электрохимических аккумуляторов. Описан разработанный стендовый комплекс для экспериментальной отработки предложенного метода с применением параллельной схемы подключения электрохимических аккумуляторов.

электрохимический аккумулятор, емкость, разрядные характеристики, схемы подключения**Введение**

Для проверки качества нового электрохимического аккумулятора (АК) и определения работоспособности АК в процессе его эксплуатации на всех стадиях работы с ним возникает необходимость определения его емкости.

Постановка задачи. В ходе эксплуатации АК одной из важнейших задач является определение фактической разрядной емкости, при заданных условиях разряда, поскольку именно эта характеристика определяет способность АК обеспечивать энергией нагрузку в течение заданного времени [1 – 3].

Разрядной емкостью называют количество электричества, которое можно получить от АК при определенных условиях его работы, т.е. при заданных значениях температуры, зарядного тока и конечного разрядного напряжения.

Разрядная емкость является комплексным параметром АК и зависит от внутреннего сопротивления АК, напряжения под нагрузкой и других параметров состояния АК.

Существуют следующие методы определения емкости:

1. Экспериментально-расчетный метод.
2. Экспериментально-графический метод.
3. Аналитический метод.
4. Экспериментальный метод.

Выбор наиболее приемлемого метода определения емкости электрохимических АК с наиболее высокой точностью является одной из приоритетных задач диагностики АК.

Анализ предлагаемых методов

Экспериментально-расчетный метод предполагает использование для определения емкости уравнения разрядной характеристики АК. Примером такой зависимости для никель-кадмиевых (НК) АК является выражение (1) [1, 3].

$$U = E_0 + \frac{\psi_0}{Q_{\psi n}} (Q_{\psi n} - It) + \varphi_0 \exp\left(-\frac{3It}{Q_{\varphi}}\right) - U_{r_0} \left\{ 1 + \beta \left[1 - \exp\left(-\frac{\alpha I_C}{Q_{\psi} - It}\right) \right] \right\}, \quad (1)$$

где E_0 – э.д.с. разряженного АК; α , β – постоянные поправочные коэффициенты, для НК АК $\alpha = 0,26$ и $\beta = 30$ [3]; ψ – разность между э.д.с., соответствующей точке пересечения прямолинейного участка кривой $E = f(Q)$ с осью ординат, и э.д.с. разряженного АК; Q_{ψ} – разрядная емкость АК при 100-часовом режиме разряда; $Q_{\psi n}$ – разрядная емкость АК при 100-часовом режиме разряда до конечного напряжения; φ_0 – разность уровней напряжений на оси ординат, одно из которых соответ-

вует началу разрядной кривой, а другое – точке пересечения прямолинейного участка с осью ординат; Q_ϕ – разрядная емкость АК, при которой начальные криволинейные участки разрядных кривых сопрягаются с прямолинейными; U_{r_0} – напряжение на клеммах АК под нагрузкой.

Экспериментально-графический метод основан на анализе разрядных кривых АК. Отличия данного метода от экспериментально-расчетного заключаются в его реализации, когда для описания разрядных кривых вместо уравнений используются диаграммы. Соответственно общим недостатком данных методов является необходимость проведения полного разряда АК для получения разрядных кривых. С другой стороны оба метода не требуют длительных экспериментальных исследований, обеспечивают приемлемую для оценки точность ($\pm 5\%$) и позволяют оценить емкость АК при любом разрядном токе.

Аналитический метод позволяет определить непосредственно разрядную емкость, не прибегая к полному разряду АК, путем измерения при определенном токе I_c (или сопротивлении R) напряжения U и э.д.с. E аккумулятора [2, 3]. Для НК АК зависимость емкости от вышеуказанных параметров можно описать выражениями (2, 3) [4]:

$$Q_{I_0} = \frac{\alpha I_C}{\ln \beta U_{r_0} - \ln(\beta U_{r_0} + U - E)}; \quad (2)$$

$$Q_{R_0} = \frac{\alpha U_H}{R[\ln \beta U_{r_0} - \ln(\beta U_{r_0} + U - E)]}, \quad (3)$$

где Q_{I_0} – разрядная емкость, рассчитанная с использованием измерений при постоянном токе, $I_C = const$; $U_{r_0} = 0,04$ В – падение напряжения на полном внутреннем сопротивлении заряженного АК при разрядном токе численно равном $0,01Q_H$; U – напряжение на клеммах АК, В; E – э.д.с. аккумулятора, В; Q_{R_0} – разрядная емкость, рассчитанная с

использование измерений при постоянной нагрузке, $R = const$.

Данный метод не требует больших затрат времени и средств, однако не дает достаточно высокой точности. Точность расчета по данному методу тем выше, чем больше разрядный ток или меньше сопротивление. При разрядном токе, численно равном номинальной емкости, для НК АК точность составляет $\pm 10\%$.

Экспериментальный метод заключается в определении емкости АК путем проведения полного разряда АК. Разрядная емкость АК в общем случае определяется из выражения:

$$Q_p = \int_0^{t_p} I_p dt, \quad (4)$$

где Q_p – разрядная емкость, А·ч; I_p – разрядный ток, А; t_p – время разряда, ч.

Для различных режимов разряда АК применяются частные случаи выражения (4). Так разряд АК ступенчатым стабилизированным током (рис. 1) позволяет использовать для определения емкости выражение:

$$Q_p = \sum_{i=1}^{n_c} I_i \cdot \Delta t_i, \quad (5)$$

где I_i – разрядный ток i -й ступени, А; Δt_i – продолжительность ступени тока разряда; n_c – количество ступеней тока разряда.

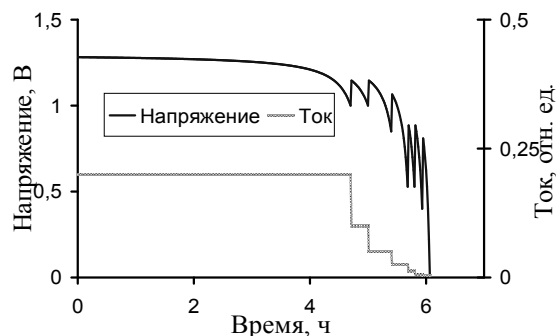


Рис. 1. Разрядная характеристика НКГ АК и зависимость тока от времени при ступенчатом разряде стабилизированным током

В наиболее распространенном случае, когда применяется только одна ступень тока разряда, выражение (5) еще более упрощается:

$$Q_p = I \cdot \Delta t, \quad (6)$$

где I – разрядный ток, А;

Δt – продолжительность разряда, ч.

Разряд постоянным стабилизированным током (рис. 2) является общепринятым способом определения емкости АК и подкреплен соответствующими стандартами [2, 3]. Преимуществами этого способа являются простота реализации и высокая точность, недостатками – относительно высокая продолжительность и необходимость практически полного разряда АК, что делает необходимым последующий заряд для приведения АК в рабочее состояние.



Рис. 2. Разрядная характеристика НКТ АК и зависимость тока от времени при разряде постоянным стабилизированным током

Для разряда АК на постоянное сопротивление, что является наиболее простым методом с точки зрения применяемого оборудования, выражение (4) приобретает вид:

$$Q_p = \frac{1}{R} \int_0^{t_p} U_p dt, \quad (7)$$

где U_p – разрядное напряжение, В; R – постоянное омическое сопротивление нагрузки, на которую производится разряд АК, Ом.

Ток разряда АК при разряде на постоянное сопротивление (рис. 3), уменьшается со временем, что несколько увеличивает продолжительность разряда.

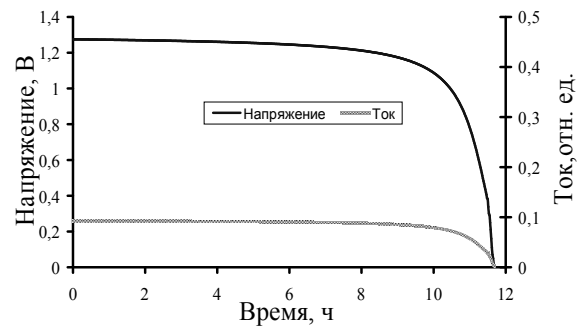


Рис. 3. Разрядная характеристика и зависимость тока от времени при разряде НКТ АК на постоянное сопротивление 0,15 Ом (квазистабильный десятичасовой ток)

В тоже время, до напряжения 1 В, которое считается граничным для определения емкости НК АК, ток разряда изменяется незначительно, что позволяет использовать разряд на постоянное сопротивление для оценки емкости. Для таких оценочных расчетов можно использовать выражение (6). Следует заметить, что выражение (7), при проведении разряда на постоянное сопротивление, позволяет получить точное значение емкости.

Режим разряда АК при постоянном напряжении реализуется крайне редко, так как требует наличия специфической зависимости сопротивления нагрузки и разрядного тока от времени в процессе разряда (рис. 4) и не имеет никаких преимуществ при эксплуатации АК.

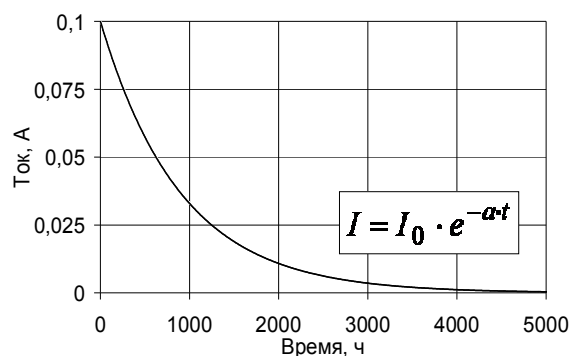


Рис. 4. Зависимость тока разряда при постоянном напряжении 1,3 В от времени разряда, полученная в результате математического моделирования НКТ АК без учета влияния саморазряда

Зависимость, приведенная на рис. 4, имеет чисто иллюстративный характер, так как влияние самораз-

ряда и изменение внутреннего сопротивления АК заметно искажают картину уже в масштабе десятков часов.

Разрядную емкость АК в данном случае можно определить из выражения (8) или из общей зависимости (4):

$$Q_p = U_p \int_0^{t_p} \frac{1}{R} dt. \quad (8)$$

Основными преимуществами экспериментального метода, особенно при условии применения разряда постоянным стабилизированным током, являются высокая точность, которая ограничивается только возможностями оборудования, и простота. Метод широко применяется в технике и подкреплён нормативной документацией [2].

Определение емкости электрохимических АК сопряжено с определенными трудностями, поскольку характеристики отдельных АК могут иметь достаточно большой разброс значений.

Общепринятой считается последовательная схема подключения АК к нагрузке (рис. 5) или разрядному устройству при проведении разряда в силу простоты и отсутствия необходимости проведения демонтажа батареи.

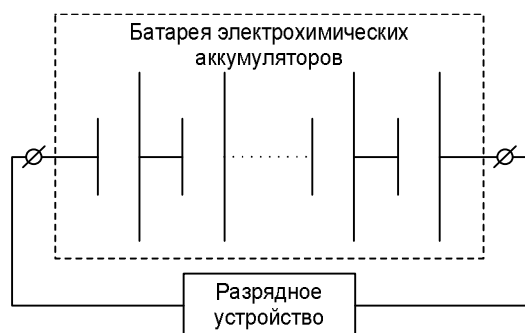


Рис. 5. Последовательная схема подключения АК к разрядному устройству

При разряде батареи для определения емкости отдельных АК представленной на рис. 6 существует возможность глубокого переразряда отдельных АК, что может отразиться на их состоянии, либо недоразряда части АК, вследствие чего для определения их емкости необходимо будет произвести аппрок-

симацию разрядных характеристик, что отразится на точности результатов.

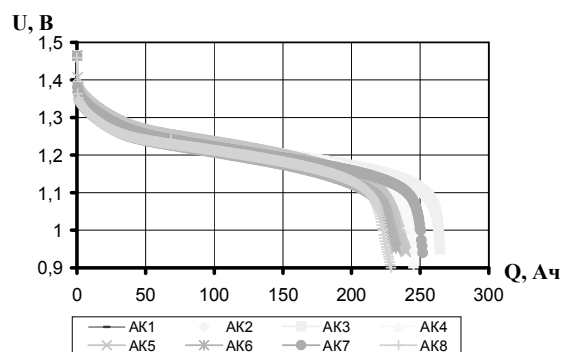


Рис. 6. Разрядные характеристики АК в составе батареи

Для исключения эффектов, связанных с разбросом характеристик АК, авторы рекомендуют применять параллельную схему подключения АК к разрядному устройству (рис. 7).

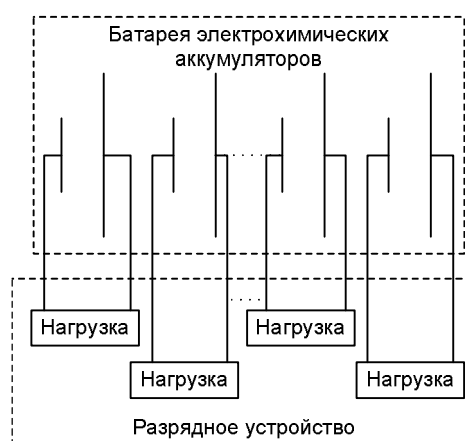


Рис. 7. Параллельная схема подключения АК к разрядному устройству

Применение параллельной схемы подключения АК позволяет определить емкость отдельных АК, поскольку взаимное влияние АК и эффекты, связанные с разбросом характеристик, в данном случае отсутствуют. Недостатками данной схемы являются необходимость проведения демонтажа батареи, возможность осуществления которого зависит от конструкции батареи, и применение значительно более сложного оборудования по сравнению с требованиями последовательной схемы.

Для экспериментальной отработки с применением последовательной схемы подключения электро-

химических АК был разработан стендовый комплекс (рис. 8), позволяющий:

1. Производить многоканальное измерение напряжений на клеммах отдельных АК (до 32 каналов одновременно).
2. Производить разряд стабилизированным током одновременно до 16 АК с использованием параллельной схемы подключения и высокой точностью установки тока.
3. Производить заряд стабилизированным током одновременно до 16 АК с использованием параллельной схемы подключения и высокой точностью установки тока.
4. Производить многоканальное измерение температуры поверхности аккумуляторов (до 32 каналов одновременно).
5. Автоматизировать процесс определения емкости АК и реализовывать различные алгоритмы диагностики с помощью системы управления испытаниями на базе ЭВМ.



Рис. 8. Автоматизированный стендовый комплекс для диагностирования и испытаний электрохимических аккумуляторов

Как было сказано выше, погрешность определения емкости экспериментальным методом (при условии, что разряд проводится стабилизированным током) определяется исключительно возможностями оборудования.

Применение параллельной схемы подключения и высокоточного зарядно-разрядного и измерительного оборудования позволяет определять емкость АК с погрешностью не более 2, 5%.

Заключение

Результаты отработки экспериментального метода определения емкости с применением параллельной схемы подключения АК и разряда стабилизированным током показали, что, несмотря на сложность реализации, данный метод оправдывает свое применение в силу высокой точности. Таким образом, для точного определения емкости авторы считают целесообразным применять предложенный метод. Для оценки емкости в зависимости от требуемой точности и допустимой продолжительности мероприятий могут применяться различные методы. Для грубой оценки емкости предпочтительно применение аналитического метода, так как он не требует продолжительных мероприятий и сложного оборудования. Более точную оценку целесообразно проводить экспериментальным методом с применением разряда на постоянное сопротивление.

Экспериментально-расчетный и экспериментально-графический методы удобно применять в случаях, когда необходимо оценить разрядную емкость АК при разряде различными токами.

Литература

1. Методы диагностирования аккумуляторов / К.В. Безручко, А.С. Василенко, А.О. Давидов, А.А. Харченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: ХАИ, 2002. – Вип. 31. – С. 221-224.
2. ГОСТ Р МЭК 60623-2002 – Аккумуляторы и батареи щелочные. Аккумуляторы никель-кадмиевые открытые призматические. Введен 01.07.2003. – М.: Изд-во стандартов, 2002. – 12 с.
3. Романов В.В., Хашев Ю.М. Химические источники тока. – 2-изд., перераб. и доп. – М.: Сов. радио, 1978. – 264 с.

Поступила в редакцию 31.05.2007

Рецензент: д-р ф.-м. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 541.136

В.А. ДЗЕНЗЕРСКИЙ¹, С.В. БУРЫЛОВ¹, В.Ю. СКОСАРЬ¹, Д.В. ДЗЕНЗЕРСКИЙ²,
Ю.И. СКОСАРЬ², Ю.И. КАЗАЧА², М.А. НЕЗНАНОВ², Е.В. АНИКЕЕВ²,
Р.Н. ПОНОМАРЕНКО²

¹ *Институт транспортных систем и технологий НАН Украины*

«Трансмаг», Днепропетровск, Украина

² *ЗАО «ВЕСТА-Днепр», Днепропетровск, Украина*

ТЕХНОЛОГИЯ НЕПРЕРЫВНОГО ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТОКООТВОДОВ СВИНЦОВО-КИСЛОТНЫХ АККУМУЛЯТОРОВ

Предлагается способ непрерывного изготовления токоотводов для электродов свинцово-кислотных аккумуляторов: производится литье полосы из свинцового сплава между двумя одинаковыми вращающимися барабанами, к которым подведено принудительное охлаждение; затем производится прокатка полосы при температуре 60-80°C при степени обжатия 0,75-0,95 для получения ленты, из которой изготавливаются токоотводы путем механической штамповки ячеек прерывистым методом за счет периодического вдавливания пуансона. Новая технология позволяет повысить долговечность свинцово-кислотных аккумуляторов.

свинцово-кислотные аккумуляторы, токоотводы, технология непрерывного изготовления

Введение

Свинцово-кислотные аккумуляторы успешно используются для запуска двигателей внутреннего сгорания. Долговечность свинцово-кислотных аккумуляторов существенно зависит от механической прочности и коррозионной стойкости токоотводов для аккумуляторных электродов, а они, в свою очередь, зависят от технологии изготовления токоотводов.

Формулирование проблемы. Передовыми зарубежными производителями свинцово-кислотных аккумуляторов в настоящее время используются непрерывные технологии изготовления токоотводов из свинцово-сурьмянистых или свинцово-кальциевых сплавов, позволяющие достичь высокой производительности – до 380-400 токоотводов в минуту. Однако, технические характеристики полученных таким образом токоотводов и произведенных с их использованием аккумуляторов существенно зависят от конкретных способов изготовления токоотводов. Одним из наиболее производительных и широко

используемых в настоящее время является способ непрерывного изготовления токоотводов, включающий литье полосы (сляба) с последующей прокаткой для получения ленты, механическое перфорирование ячеек и растяжение полученной решетки [1 – 3]. Прокатка обеспечивает упрочнение сплава за счет перекристаллизации с переходом от дендритной к мелкозернистой структуре, ориентированной в направлении прокатки. Однако при перфорировании ленты, особенно при последующем растяжении жлоков, происходит массовое образование дефектов. В углах ячеек образуются микротрещины. Эти дефекты токоотводов при последующей эксплуатации усиливают коррозию и сокращают срок службы свинцово-кислотных аккумуляторов. Одной из распространенных современных технологий изготовления токоотводов является способ непрерывного литья на вращающемся профилированном барабане [4 – 6]. При таком литье сразу формируется решетчатая лента с заданным рисунком ячеек и токоотводными ушками. Однако, в технологии [4, 5] полученная решетчатая лента имеет блочную дендритно-ячеистую

структуру с невысокой механической прочностью и коррозионной стойкостью. В технологии [6] свинцовый расплав кристаллизуют на барабане в виде непрерывной решетчатой ленты, полученную ленту охлаждают и проводят прокатку перед операцией намазки пастой путем пропускания через гладкие прокатные валки. Это позволяет добиться однородной мелкозернистой структуры металла и тем самым упрочнить токоотводы [6]. Однако, наличие ячеек (пустых клеточек) в ленте существенно изменяет характер растекания металла при прокатке. На внутренней поверхности, образующей контуры ячеек, образуются различные дефекты. Особенно опасны микротрещины, прогрессирующие при дальнейших технологических деформациях и становящиеся при эксплуатации очагами ускоренной коррозии металла. Это сокращает срок службы свинцово-кислотных аккумуляторов. Итак, анализ современных технологий непрерывного изготовления токоотводов показал, что у каждого из применяемых способов существуют те или иные недостатки, снижающие качество полученных токоотводов.

Поэтому нами решалась задача увеличения долговечности (срока службы) свинцово-кислотных аккумуляторов и аккумуляторных батарей за счет повышения механической прочности и коррозионной стойкости положительных токоотводов.

Решение проблемы

В качестве решения этой задачи нами предложена усовершенствованная технология непрерывного изготовления токоотводов. Эта технология включает: литье полосы из свинцового сплава, выполняемое между двумя одинаковыми вращающимися барабанами, к которым подведено принудительное охлаждение с одинаковой интенсивностью теплоотвода; прокатку полосы, производимую при температуре 60–80 °С при степени обжатия 0,75–0,95; механическую штамповку ячеек, производимую прерывистым методом за счет периодического вдавлива-

ния пуансона в движущуюся ленту с одновременным его перемещением вместе с лентой с одинаковой скоростью. Токоотводы для свинцово-кислотных аккумуляторов изготавливались следующим образом (рис. 1). Низколегированный свинцово-сурьмянистый или свинцово-кальциевый сплав (массовое содержание свинца в сплавах составляет 96–99,5%; массовое содержание сурьмы в свинцово-сурьмянистых сплавах составляет 1,6–3,5%; массовое содержание кальция в свинцово-кальциевых сплавах составляет 0,04–0,15%, а массовое содержание олова 0,2–1,5%) готовят в котле 1 при температуре 450–520 °С, после чего по обогреваемой трубе 2 при той же температуре подают на одинаковые вращающиеся барабаны 3 для литья полосы с расходом металла 2000–4500 кг/ч. Струя свинцового расплава, попадая в пространство между двумя одинаковыми вращающимися барабанами 3, ограниченное с боков специальными щечками (на рис. 1 не показаны), образует некоторый объем, ширина верхней поверхности 4 (зеркала расплава) которого составляет 80–100 мм в плоскости рисунка. Диаметр обоих барабанов 3 составляет 400–500 мм; к обоим барабанам 3 подведено принудительное охлаждение с одинаковой интенсивностью теплоотвода порядка 13–42 кДж/с на каждый. Выполнение литья полосы между двумя одинаковыми вращающимися барабанами, к которым подведено принудительное охлаждение с одинаковой интенсивностью теплоотвода, позволяет практически устранить температурный градиент и тепловой поток в кристаллизующемся свинцовом сплаве. Это обеспечивает высокую однородность физико-химических свойств по толщине отлитой полосы 5. Таким образом, удастся существенно снизить количество дефектов структуры сплава, неизбежно образующихся при последующих технологических операциях – прокатке и механической штамповке. Итак, вращающиеся гладкие барабаны 3 охлаждают расплав до температуры кристаллизации, в результате чего на выходе образуется

полоса (сляб) 5 толщиной 8–15 мм и температурой 200–250 °С, движущая со скоростью 1–2 м/с. Тем-

пература подаваемого расплава, ширина его верхней поверхности 4, температура полосы 5, ее толщина,

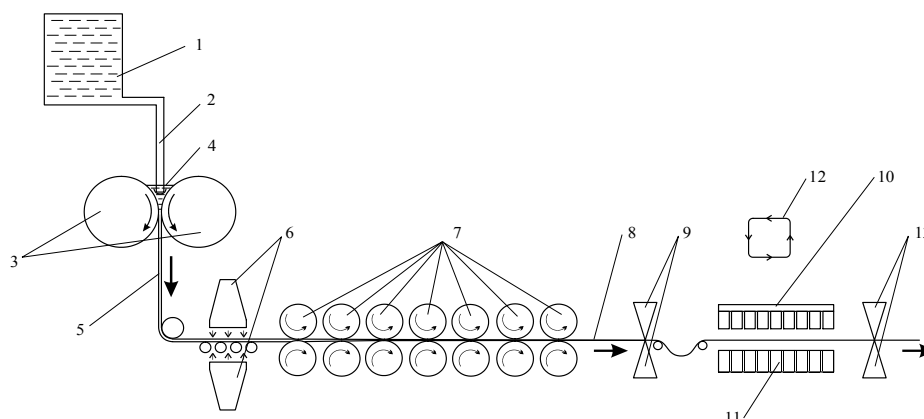


Рис. 1. Схематическое изображение технологического процесса непрерывного изготовления токоотводов

расход металла, состав свинцового сплава и интенсивность теплоотвода взаимосвязаны и позволяют реализовать технологию в конкретных условиях. При меньшей интенсивности теплоотвода (менее 13 кДж/с на каждый барабан) будут образовываться дефекты полосы, в частности не кристаллизуются ее края. При большей интенсивности теплоотвода (более 42 кДж/с на каждый барабан) будет происходить заклинивание полосы 5 между барабанами 3. При ширине верхней поверхности 4 расплава менее 80 мм и, одновременно, толщине полосы более 15 мм образуются дефекты по краям полосы вследствие неполного заполнения формы. При ширине верхней поверхности 4 расплава более 100 мм и, одновременно, толщине полосы менее 8 мм образуются дефекты в структуре сплава.

После отливки полосу 5 пропускают по направляющим роликам через узел охлаждения 6, где полосу 5 охлаждают с 200–250 °С до температуры прокатки. После этого полосу подвергают прокатке через прокатные валки 7 (прокатные клетки) при температуре 60–80 °С. На выходе из прокатных валков образуется лента 8 толщиной 0,75–2,00 мм. Прокатка полосы, производимая при указанной температуре (в диапазоне температур порога рекристаллизации) при степени обжатия $\delta = 0,75–0,95$ ($\delta = (d_1 - d_2)/d_1$, где d_1 и d_2 – толщина полосы и толщина готовой ленты, соответственно), позволяет достичь

максимального деформационного упрочнения свинцового сплава при сохранении достаточной его пластичности, увеличения коррозионной стойкости. При температурах вблизи точки рекристаллизации легче происходят деформационные процессы и ускоряется течение металла, но нагрева еще недостаточно для снятия внутренних напряжений, и они могут фиксироваться и накапливаться, образуя энергетическое обеспечение процессов образования мелких зерен при дисперсионном твердении (старении) сплава. Интервалы величин T и δ взаимосвязаны и установлены эмпирически. Как показали эксперименты, при температурах менее 60 °С и степени обжатия 0,75–0,95, в результате замедления полезных процессов, обжатие происходит с повышением плотности дислокаций и выходом их на поверхность, а также с образованием микротрещин, что снижает коррозионную стойкость сплава. При температурах более 80 °С и тех же степенях обжатия быстро снимаются внутренние напряжения в сплаве и уменьшается эффект упрочнения ленты в процессе дальнейшего старения. При степени обжатия менее 0,75 и температурах 60–80 °С снижается эффект деформационного упрочнения свинцового сплава, уменьшается твердение токоотводов в процессе старения. При степени обжатия более 0,95 и таких же температурах возникают различные дефекты (выход дислокаций, появление микротрещин, трещин и

объемных дефектов) вследствие чрезмерного продавливания металла через прокатные валки.

Ленту 8 обрабатывают на устройстве обрезки кромки 9, после чего пропускают через участок провисания, компенсирующий импульсы резкого изменения скоростей протяжки, а также разрывные напряжения при движении ленты 8 между установками, что является необходимым условием последующей штамповки ячеек. После этого производят механическую штамповку ячеек на устройстве штамповки, главными деталями которого являются пуансон 10 и матрица 11, между которыми проходит лента 8. Зубья пуансона 10, пробивая ячейки в ленте 8, входят в пазы матрицы 11. Характер движения пуансона 10 изображен кривой 12. Характер движения матрицы 11 возвратно-поступательный (вдоль направления движения ленты 8), причем скорость движения матрицы 11 строго согласована со скоростью продольного движения пуансона 10. Проведение механической штамповки ячеек прерывистым методом позволяет минимизировать количество образующихся при этом дефектов, таких как «задиры», «заусенцы», нарушения сплошности. Это достигается за счет периодического вдавливания пуансона в движущуюся ленту с одновременным его перемещением вместе с лентой с одинаковой скоростью. При периодическом вдавливании движение пуансона организуется таким образом, что обеспечивается достаточно короткий и в тоже время большой импульс давления на поверхность ленты; в этих условиях происходит качественная штамповка ячеек. Поскольку продольное движение ленты при этом не останавливается, пуансон, осуществив очередную операцию штамповки, одновременно перемещается вместе с лентой до момента начала возврата в исходную позицию, после чего вновь осуществляется та же операция, и так далее. Одинаковая скорость продольного движения ленты и продольного движения пуансона позволяет избежать деформации жилок токоотводов или их разрыва. Затем решетча-

тую ленту обрабатывают на устройстве высечки ушек 13, после чего она поступает на пастонамазочную машину с дальнейшим следованием технологического процесса до изготовления конечной продукции – аккумуляторов.

Оптимальные механические и температурные условия процесса, а также габаритные соотношения между соответствующими элементами инструмента и изделия получены экспериментальным путем в цеховых условиях.

Для того, чтобы удостовериться в эффективности усовершенствованной технологии непрерывного изготовления токоотводов, нами были проведены сравнительные испытания токоотводов на коррозионную стойкость, а также сравнительные испытания аккумуляторных батарей, в которых использованы усовершенствованные токоотводы, причем сравнение проводилось с технологией [6].

Сравнительные испытания токоотводов на коррозионную стойкость проводились в растворе серной кислоты (электролите) плотностью $1,28 \text{ г/см}^3$ при температуре 25°C . По 5 токоотводов от каждой технологии с одинаковым составом свинцового сплава (1,1 % Sn, 0,04 % Ca, 0,05 % Ag, 0,05 % Al) подвергались длительной анодной гальваностатической поляризации при плотности тока 10 мА/см^2 . Величина потери массы представлена в табл. 1, из которой видно, что токоотводы, изготовленные по новой технологии, отличаются большей коррозионной стойкостью. Об этом же свидетельствует и внешний вид токоотводов, который отличается наименьшими разрушениями конструкции.

Далее токоотводы участвовали в пастонамазке, сборке и формировании аккумуляторных батарей 6СТ-44А3. Произведенные батареи были подвергнуты испытаниям на электрические характеристики и долговечность, которые показали соответствие всех батарей требованиям ГОСТ 959 и EN 50342, а также 30%-ый прирост по стартерным характеристикам, увеличение долговечности в 2 раза (табл. 2).

Таблица 1

Результаты сравнительных испытаний токоотводов

№ п/п	Технология непрерывного изготовления токоотводов	Основные технологические операции	Потеря массы, %
1	Промышленная, согласно [6]	Литье на вращающемся профилированном барабане с получением ленты токоотводов, охлаждение ленты, пропускание ленты через гладкие прокатные валки	17,8
2	Представленная в настоящей работе	Литье полосы между двумя одинаковыми вращающимися барабанами; прокатка полосы, производимая при температуре 60-80°C при степени обжатия 0,75-0,95; механическая штамповка ячеек, производимая прерывистым методом за счет периодического вдавливания пуансона в движущуюся ленту с одновременным его перемещением вместе с лентой с одинаковой скоростью	9,4

Таблица 2

Результаты сравнительных испытаний аккумуляторных батарей 6СТ-44АЗ ($U_{ном} = 12$ В, $C_{ном} = 44$ А·ч) по ГОСТ 959-91

№ п/п	Технология непрерывного изготовления токоотводов	Средняя емкость батарей, А·ч	Среднее напряжение на 30-й секунде разряда током 220 А	Средняя продолжительность разряда током 220 А	Среднее количество недельных циклов наработки на долговечность
1	Промышленная, согласно [6]	46,2	9,23	169	6,6
2	Представленная в настоящей работе	46,3	9,31	220	13

Заключение

Полученные результаты позволяют сформулировать вывод: усовершенствованная технология непрерывного изготовления токоотводов позволяет повысить коррозионную стойкость токоотводов, повысить электрические характеристики свинцово-кислотных аккумуляторов и их долговечность.

Дальнейшие научные исследования должны быть направлены на подробное изучение процессов, протекающих в низколегированных свинцовых сплавах при их упрочнении, на практическое усовершенствование промышленной технологии с целью повышения ее производительности при использовании низколегированных свинцово-кальциевых и свинцово-сурьмянистых сплавов.

Литература

1. Международный патент № WO 94/15375, МПК⁵ H01M 4/74; Оpubл. 07.07.94 г.
2. Заявка № 5-36909 Япония, МПК⁵ H01M 4/74, C23C26/00; Оpubл. 01.06.93 г.
3. Заявка № 5-9903 Япония, МПК⁵ H01M 4/82; Оpubл. 08.02.93 г.
4. Патент № 4544014 США, МКИ⁵ B22D 11/06. Оpubл. 01.10.85 г
5. Патент № 4982482 США, МКИ⁵ H01M 4/82. Оpubл. 08.01.91 г.
6. Next generation of continuous platemaking / Wirtz John O. // Batteries Int. – 1996. – № 26. – P. 56-57.

Поступила в редакцию 3.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев, Институт транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг», Днепропетровск.

УДК 532.517

А.А. ПРИХОДЬКО¹, В.И. ЕЛИСЕЕВ¹, Н.В. БУРЫЛОВА²¹ *Днепропетровский национальный университет, Украина*² *Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Днепропетровск*

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАЗРЯДА СВИНЦОВО-КИСЛОТНОГО АККУМУЛЯТОРА

Построена одномерная математическая модель массообменных процессов в объеме свинцово-кислотного аккумулятора, которая базируется на уравнениях массообмена и электродинамики. Приведены результаты численных исследований физических процессов в межэлектродном объеме. Проведено сравнение моделей.

свинцово-кислотные аккумуляторы, математическое моделирование, массообмен

Введение

Формулирование проблемы. Характерной чертой современной науки является широкое использование математического моделирования при решении сложных научных и технических задач. С развитием численных методов круг решаемых задач значительно расширился, появилась возможность рассматривать сложные сопряженные задачи, сопровождающиеся химическими реакциями и фазовыми переходами. Вместе с тем работ по математическому моделированию процессов в электрохимических ячейках крайне мало.

Обзор публикаций. Моделирование реагирующих течений при наличии электрического тока базируется на системе уравнений, описывающей процессы в электрохимических системах: конвективное движение жидкости, электродинамические процессы, химические реакции между компонентами, тепловой и диффузионный перенос [1]. Чаще всего основано на раздельном исследовании и тщательном анализе протекающих процессов с целью последующего их объединения. Данная работа представляет очередной шаг в разработке математической модели массообменных в электрохимической системе свинцового аккумулятора.

Первый этап состоял в численном моделирова-

нии химической кинетики [2]. В этой работе на примере серной кислоты, рассмотрены особенности построения методики расчета диссоциации сильных кислот. Для дальнейшего исследования массопереноса в приэлектродном пространстве в работе [3] была построена одномерная диффузионная модель. Данная работа представляет собой обобщение диффузионной модели на всю область электрохимической ячейки.

Постановка задачи. Исследуемая область вблизи электродов в аккумуляторе делится на три подобласти (рис. 1). Две приэлектродные подобласти, в которых происходят основные электрохимические процессы, непосредственно прилегают к поверхности электродов и имеют характерный размер, определенный диффузией компонентов электролита. Третья, охватывающая практически весь свободный рабочий объем аккумулятора, является относительно пассивной и содержит продукты диссоциации кислоты. Между электродами и электролитом осуществляется обмен массой и электрическими зарядами, который описывается соответствующими гетерогенными реакциями. Двойные электрические слои обуславливают скачки потенциала электрического поля. Необходимо найти распределение концентрационных и электрических полей в электрохимической ячейке.

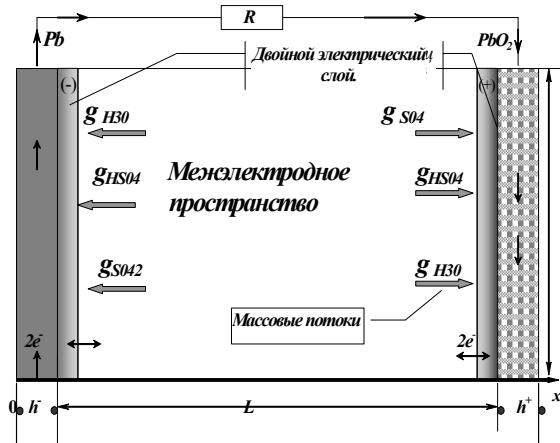
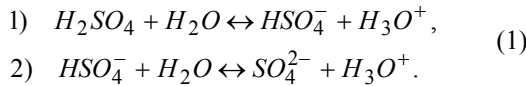


Рис. 1. Ячейка свинцово-кислотного аккумулятора
1 – отрицательный электрод Pb,
2 – раствор серной кислоты,
3 – положительный электрод PbO₂

Исходные уравнения

Примем за объемные реакции разрядного процесса в аккумуляторе таковые:



Для описания физических процессов запишем уравнения массопереноса для i -го компонента [1]:

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial c_i}{\partial t} + u \frac{\partial c_i}{\partial x} + v \frac{\partial c_i}{\partial y} \right) &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\rho D \frac{\partial c_i}{\partial x} + \rho z_i w_x \frac{\partial \phi}{\partial x} c_i \right) + \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \left(\rho D \frac{\partial c_i}{\partial y} + \rho z_i w_y \frac{\partial \phi}{\partial y} c_i \right) + J_i, \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} &= 0; \\ \frac{\partial}{\partial x} \left(\epsilon_0 \epsilon \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\epsilon_0 \epsilon \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) &= -F \sum_{i=1}^n z_i \frac{\rho_i}{M_i} c_i, \\ \frac{\partial^2 \phi^k}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi^k}{\partial y^2} &= 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где x, y – декартовы координаты; u, v – компоненты массовых скоростей; w_x, w_y – компоненты подвижностей; c_i – массовые концентрации компонентов; ρ – плотность среды; z_i – валентность; J_i – объемные источники i -го компонента; ϕ_i – потенциал; ϵ_0 – диэлектрическая постоянная; ϵ – коэффициент диэлектрической проницаемости; F – число Фарадея.

Обезразмерим систему уравнений (2) введя величины

$$\bar{\phi} = \phi/E, \quad \bar{u} = u/U, \quad \tau = t/T, \quad \xi = y/h, \quad \eta = y/L$$

и примем следующие масштабы: h – толщина диффузионной зоны; L – характерный масштаб рабочей области аккумулятора; T – масштаб времени; U – масштаб скорости. Тогда

$$\frac{h^2}{D} = T, \quad U = \frac{D}{h},$$

$$h = \sqrt{\frac{\epsilon_0 \epsilon M_{HSO_4}}{\rho F}} \text{ – диффузионный слой}$$

Учитывая, что потенциал на отрицательном электроде $|E| = 0,3$ В, и подставляя известные величины, получим, что величина $\frac{h}{L} \ll 1$, поэтому система уравнений (1) упрощается и может быть записана в виде

$$\begin{aligned} \frac{\partial c_i}{\partial \tau} + u_w \frac{\partial c_i}{\partial \xi} &= \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\partial c_i}{\partial \xi} + z_i \chi c_i \frac{\partial \bar{\phi}}{\partial \xi} \right) + \bar{J}_i; \\ \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{\partial \bar{\phi}}{\partial n} \right) &= -\Phi \sum_{i=1}^n \frac{z_i c_i}{M_i}; \\ \frac{\partial^2 \phi^k}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi^k}{\partial y^2} &= 0, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\text{где} \quad \chi = \frac{w_i E}{D}, \quad \Phi = \frac{\rho \sum F h^2}{\epsilon_0 \epsilon E M_{Pb^{2+}}},$$

$$\bar{J}_i = \frac{h^2 j_i}{\rho \sum D}, \quad u_w = \bar{u}(\tau, 0) \text{ – безразмерная скорость на стенке.}$$

При получении системы (3) были приняты следующие допущения: коэффициенты диффузии компонентов равны между собой, плотность электролита постоянна.

Начальными условиями для концентраций является равновесное состояние в электролите [2]:

$$\begin{aligned} c_{H_2O} &= c_{H_2O}^0; \\ c_{H_3O} &= c_{H_3O}^0, \quad c_{H_2SO_4} = 0; \\ c_{HSO_4} &= c_{HSO_4}^0, \quad c_{SO_4} = c_{SO_4}^0. \end{aligned}$$

Остальные концентрации определим из граничных условий

Если просуммировать все массовые расходы через стенку электрода, то можно получить гидродинамическую массовую скорость, которая присутствует в уравнении (3). Учитывая, что масштаб скорости $u = \frac{D}{h}$, получим

$$u = \frac{h}{D} \left(g_{H_3O^+} + g_{HSO_4} + g_{SO_4} \right) / \rho_g.$$

И, наконец, учитывая объемные реакции проходящие в электролите (1), в соответствии с законами химической кинетики, можно выписать источники j_i для соответствующих компонентов:

$$j_i^{\pm} = \frac{\rho^2}{M_{HSO_4} M_{H_2O}} k_{np} a_{HSO_4}^{\pm} a_{H_2O}^{\pm} - \frac{\rho^2}{M_{SO_4} M_{H_2O}} k_{обp} a_{SO_4}^{\pm} a_{H_3O}^{\pm},$$

где a_i – приведенная концентрация; ρ – плотность смеси; M_i – молярные массы веществ; k_i^n – константы скорости прямой и обратной реакции. В [2] даны следующие величины:

$$k_1^{np} = 10^{9,4}, \quad k_1^{обp} = 10^{11}, \quad k_2^{обp} = 10^{-8}.$$

Граничные условия:

на правой границе объема электролита $x = L + h^-$

$$\varphi = \varphi^+ \Big|_{x=L+h^-} + \Delta\varphi^+;$$

$$c_i = \frac{c_{i-1}/\Delta x - g_i/\rho D}{u/D + 1/\Delta x + \frac{z_i}{|z_i|} w_i \frac{\partial \varphi}{\partial x} / D},$$

где g_i имеют вид, определяемый взаимным соотношением мольных потоков компонентов:

$$g_{HSO_4}^+ = \alpha \rho c_{HSO_4}^+ + M_{HSO_4} j^+ h,$$

$$g_{SO_4}^- = -M_{SO_4} j^+ h,$$

$$g_{H_3O}^+ = 3 \frac{M_{H_3O}}{M_{HSO_4}} \alpha \rho c_{HSO_4}^+ - M_{H_3O} j^+ h;$$

на левой границе объема электролита: $x = h^-$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial y} = 0, \quad \varphi = \varphi^- \Big|_{x=h^-} + \Delta\varphi^-,$$

$$g_{HSO_4}^- = -\alpha \rho c_{HSO_4}^- - M_{HSO_4} j^- h,$$

$$g_{SO_4}^- = M_{SO_4} j^- h,$$

$$g_{H_3O}^- = \frac{M_{H_3O}}{M_{HSO_4}} \alpha \rho c_{HSO_4}^- + M_{H_3O} j^- h;$$

на правой кромке отрицательного электрода:

$$\frac{\partial \varphi^-}{\partial x} \Big|_{x=h^-} = -\frac{I^-}{\sigma^-};$$

в плоскости симметрии отрицательного электрода:

$$\frac{\partial \varphi^-}{\partial x} \Big|_{x=0} = 0;$$

в плоскости симметрии положительного электрода:

$$\frac{\partial \varphi^-}{\partial x} \Big|_{x=h^-+L+h^+} = 0, \quad \varphi^+ \Big|_{y=H} = \varphi^- \Big|_{y=H} - I_{\theta} \Big|_{y=H} \cdot R,$$

на левой кромке положительного электрода:

$$\frac{\partial \varphi^-}{\partial x} \Big|_{x=h^-+L} = -\frac{I^+}{\sigma^+}.$$

Здесь R – внешнее сопротивление (в расчетах принято $R = 0,3 \text{ Ом}$); I^+ , I^- – плотность тока на границе электродов; I_{θ} – ток во внешней цепи [А]. Разрядный ток определяется по формуле

$$i = \alpha \frac{\rho c_{HSO_4}}{M_{HSO_4}}.$$

Методы решения и результаты расчетов

Для решения задачи разработан пакет прикладных программ с использованием метода искусственной сжимаемости. Тестирование разработанных методик выполнено на задачах о развитии течения в каверне с подвижной крышкой, свободной конвекции в тонком вертикальном слое для различных чисел Рейнольдса и Грасгофа.

При разряде (в данной модели) (рис. 2) происходит выход активных веществ из раствора, в результате чего в растворе остается несущая среда – вода. Ввод условия некаталитичности позволяет в некоторой степени замедлить мгновенный разряд в мо-

дельной ячейке (рис. 3) и отрегулировать значение параметров в математической модели.

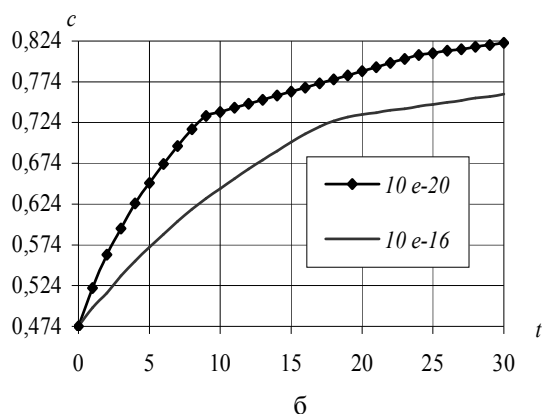
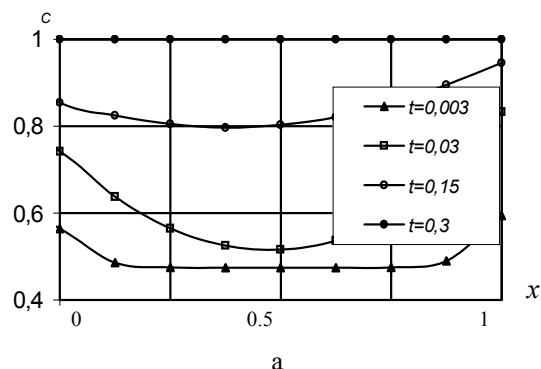


Рис. 2. Изменение концентрации несущей среды в электролите в модели каталитической (а) и некаталитической (б) стенки при разных значениях некаталитичности α

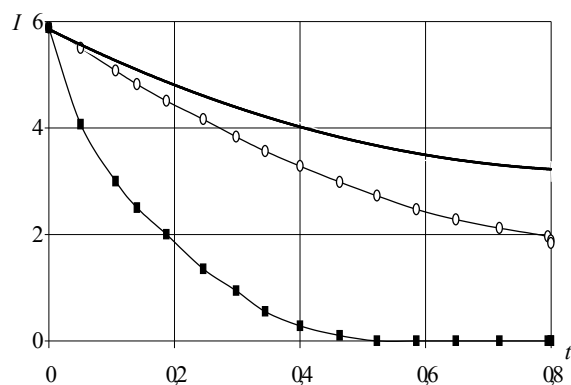


Рис. 3. Экспериментальный (численный) разряд модельной ячейки;
■ – каталитическая стенка, о – эксперимент,
— – некаталитическая стенка

Выводы

Построение математической модели тепло- и массообменных процессов в свинцово-кислотном аккумуляторе сложный процесс. Множество параметров входящих в математическую модель, требует дополнительного определения и уточнения.

Данная работа показывает один из возможных путей решения этой проблемы. В ней построена одномерная модель массообмена в приближении каталитической и некаталитической стенки.

Проведено сравнение этих моделей при расчете разряда ячейки.

Литература

1. Волгин В.М., Давыдов А.Д. Численные методы моделирования нестационарного ионного переноса с учетом миграции в электрохимических системах // Электрохимия. – 2001. – Т. 37, № 11. – С. 47-64.
2. Приходько А.А., Елисеев В.И., Кузнецова (Бурилова) Н.В. Математическое моделирование растворения серной кислоты в электролите свинцово-кислотного аккумулятора // Вісник Київського Політехнічного інституту. – 2002. – Т. 1, № 42. – С. 111-113.
3. Приходько А.А., Елисеев В.И., Кузнецова (Бурилова) Н.В. О математическом моделировании приэлектродных процессов // Вестник ДНУ. Механика. – 2002. – Т. 1, вып. 6. – С. 119-126.

Поступила в редакцию 16.05.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, ст. научн. сотр. А.А. Зевин, Институт транспортных систем и технологий, Днепропетровск.

УДК 531.8

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АНАЛИЗ СКОРОСТЕЙ ВЗАИМОДЕЙСТВИЙ В КВАНТАХ БИ-ВЕЩЕСТВА**

С помощью энергетических моделей измерения впервые установлено, что скорость передачи гравитационного взаимодействия в тахионном кванте би-вещества на 48 порядков, а электромагнитного взаимодействия на 11 порядков превосходит скорость света.

би-вещество, гравитационное и электромагнитное взаимодействие**Введение**

Современная физика различает четыре основных вида взаимодействий – гравитационное, электромагнитное, сильное и слабое, – отличающиеся друг от друга первопричиной возникновения и скоростями их передачи.

Позиция современной релятивистской физики в этом вопросе однозначна: скорости передачи любых взаимодействий ограничены предельной величиной – скоростью света ($v \leq c$) [1].

Поэтому представители такого научного направления считают принцип гравитационного дальнего действия самым слабым местом механики Ньютона.

Первую попытку отказаться от этого принципа предпринял П. Лаплас. Он „пришел к заключению о том, что” дополнение теории Ньютона постулатом конечной скорости передачи гравитации приводит к значительным трудностям в небесной механике». Лаплас «указал, что» при отказе от принципа дальнего действия необходимо постулировать чрезвычайно большую скорость передачи гравитации, во много раз превышающую скорость света».

Поэтому и сейчас, пока мы остаемся в рамках классической физики, гравитации приписывается бесконечно большая скорость распространения. Это означает, в частности, что ньютоновская механика допускает принципиальную возможность мгновенной передачи усилий, вступая тем самым в кон-

фликт с релятивистской физикой. А поэтому «буквальное понимание закона тяготения Ньютона с современной точки зрения недопустимо, поскольку оно с неизбежностью приводит к признанию дальнего действия и, таким образом, сообщает небесной механике мистический характер». Следовательно, общая теория относительности переводит проблемы небесной механики, если так можно выразиться, в плоскость геометрических понятий.

Итак, налицо принципиальная противоречивость механики Ньютона и релятивистской физики в подходах к оценке скорости передачи усилия в гравитационном взаимодействии.

Решение задачи

Предложенная же в работе [2] гипотеза би-вещества позволяет принципиально по иному подойти к пониманию и количественной оценке скоростей распространения взаимодействий в обоих его квантах. При этом под барионным квантом подразумевается порция барионного (светящегося) вещества со скоростями взаимодействия, равными или меньшими скоростями света.

Тахионный же квант представляет собой порцию «темной массы» скорости взаимодействия, в которой больше скорости света.

Согласно этой гипотезе все физические параметры вещества могут быть оценены с помощью энергетических моделей измерения.

Так, для би-вещества, состоящего из барионного и тахионного квантов (рис. 1), радиусы (R) и времени (τ) прохождения взаимодействий могут быть измерены с помощью энергий, присущих этим квантам (табл. 1).

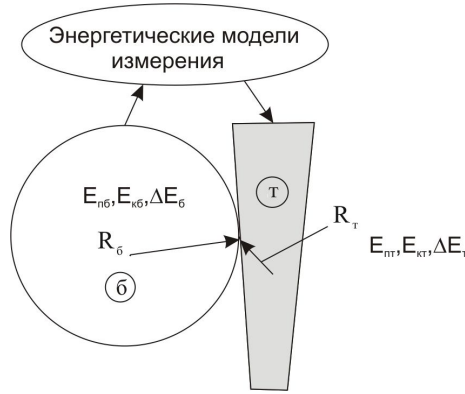


Рис. 1. Схема энергетического взаимодействия квантов би-вещества: $E_{кб}$, $E_{кт}$ – кинетические; $E_{нб}$, $E_{нт}$ – потенциальные энергии барионного (б) и тахионного (т) квантов; $\Delta E_{б,т}$ – работы, затрачиваемые на взаимодействие

Таблица 1

Энергетические модели изменения радиусов и времени взаимодействия квантов би-вещества [2]

Параметры	В гравитационном взаимодействии	В электромагнитном взаимодействии
R	$R_{б} = \frac{E_{нб}^{3/4} E_{нт}^{3/4} \Delta E_m^{3/2}}{E_{кб}^{3/2} E_{кт}^{1/2} \Delta E_m^{1/2}}$ $R_m = \frac{E_{нб}^{3/4} E_{нт}^{3/4} \Delta E_{б}^{1/2} \Delta E_m^{1/2}}{E_{кб}^{3/2} E_{кт}^{1/2}}$	$R_{эб} = \frac{E_{нб}^{3/4} E_{нт}^{3/4} \Delta E_{эб}^{3/2}}{E_{экб}^{3/2} E_{экт}^{1/2} \Delta E_{эб}^{1/2}}$ $R_{эм} = \frac{E_{нб}^{3/4} E_{нт}^{3/4} \Delta E_{эб}^{1/2} \Delta E_{эм}^{1/2}}{E_{экб}^{3/2} E_{экт}^{1/2}}$
τ	$\tau_{б} = \frac{E_{нб}^{3/8} E_{нт}^{7/8} \Delta E_{б}^{5/4}}{E_{кб}^{5/4} E_{кт}^{3/4} \Delta E_m^{1/4}}$ $\tau_m = \frac{E_{нб}^{7/8} E_{нт}^{3/8} \Delta E_{б}^{1/4} \Delta E_m^{3/4}}{E_{кб}^{5/4} E_{кт}^{3/4}}$	$\tau_{эб} = \frac{E_{нб}^{3/8} E_{нт}^{7/8} \Delta E_{эб}^{5/4}}{E_{экб}^{5/4} E_{экт}^{3/4} \Delta E_m^{1/4}}$ $\tau_{эм} = \frac{E_{нб}^{7/8} E_{нт}^{3/8} \Delta E_{эб}^{1/4} \Delta E_{эм}^{3/4}}{E_{экб}^{5/4} E_{экт}^{3/4}}$

Скорости v , как хорошо известно, определяют простым делением радиуса взаимодействия (R) на время прохождения взаимодействия (τ), т.е. двумя важнейшими категориями – пространством и временем:

$$v = R/\tau. \quad (1)$$

С учетом данных, приведенных в табл. 1, скорости взаимодействий также могут быть оценены с помощью энергетических моделей измерения (табл. 2).

Таблица 2

Энергетические модели измерения радиусов и времен взаимодействия квантов би-вещества

Физический параметр	В гравитационном взаимодействии	В электромагнитном взаимодействии
v	$v_{б} = \frac{E_{нб}^{3/8} E_{кт}^{1/4} \Delta E_{б}^{1/4}}{E_{нт}^{1/8} E_{кб}^{1/4} \Delta E_m^{1/4}}$ $v_{э} = \frac{E_{нэ}^{3/8} E_{ка}^{1/4} \Delta E_{э}^{1/4}}{E_{на}^{1/8} E_{кэ}^{1/4} \Delta E_a^{1/4}}$	$v_{эб} = \frac{E_{энб}^{3/8} E_{экт}^{1/4} \Delta E_{эб}^{1/4}}{E_{энт}^{1/8} E_{экб}^{1/4} \Delta E_{эм}^{1/4}}$ $v_{эм} = \frac{E_{энэ}^{3/8} E_{эка}^{1/4} \Delta E_{эм}^{1/4}}{E_{эна}^{1/8} E_{экэ}^{1/4} \Delta E_{эб}^{1/4}}$

Очевидно, что скорости в гравитационном и электромагнитном взаимодействиях оцениваются на основе одинаковых структурных выражений, разница состоит лишь в том, что вид взаимодействия предопределяет величины энергий, присущих этим квантам [2] (табл. 3).

Таблица 3

Значения энергий, присущих квантам би-вещества (при $T_б=273, 15$ К)

Кванты	В гравитационном взаимодействии, Дж	В электромагнитном взаимодействии, Дж
Барионный	E_k	$E_{кб}=3,771279 \cdot 10^{-21}$
	E_n	$E_{нб}=9,3036834 \cdot 10^{-50}$
	ΔE	$\Delta E_{б}=3,771279 \cdot 10^{-21}$
Тахионный	E_k	$E_{кт}=7,7850123 \cdot 10^{-71}$
	E_n	$E_{нт}=7,7850123 \cdot 10^{-71}$
	ΔE	$\Delta E_m=2,246108 \cdot 10^{-21}$

Приведенные в табл. 3 значения взаимодействующих энергий позволяют оценить скорости взаимодействий (и другие физические параметры) квантов би-вещества при так называемых нормальных земных условиях, характеризуемых температурой барионного кванта ($T_б=273,15$ °К) и нормальным давлением $P_б=101325,52$ Па (табл. 4).

Таблица 4

Численные значения расстояний, времени и скоростей передачи взаимодействий в квантах би-вещества

Кванты: (б), (т)	Радиус взаимодействий, м	Время, с	Скорости передачи взаимодействий, м/с
Гравитационное взаимодействие			
Барионный	$R_б=3,3388079 \cdot 10^{-9}$	$\tau_б=5,7782481 \cdot 10^{-5}$	$v_б=5,7782481 \cdot 10^{-5}$
Тахионный	$R_т=1,9885362 \cdot 10^{-9}$	$\tau_т=1,189703 \cdot 10^{-65}$	$v_т=1,671146 \cdot 10^{56}$
Электромагнитное взаимодействие			
Барионный	$R_эб=3,9226578 \cdot 10^{-6}$	$\tau_{эт}=1,308464 \cdot 10^{-17}$	$v_{эб}=2,997916 \cdot 10^8$
Тахионный	$R_{эт}=1,3205043 \cdot 10^{-50}$	$\tau_{эт}=1,197235 \cdot 10^{-28}$	$v_{эт}=1,102735 \cdot 10^{19}$

Обращает на себя внимание, тот факт, что время прохождения сигнала в тахионном кванте при гравитационном взаимодействии крайне мало ($\tau_э=1,189703 \cdot 10^{-65}$ с), а скорость гравитационного взаимодействия при этом почти на 48 порядков превышает скорость света. В ньютоновской же механике скорость распространения гравитационного взаимодействия – бесконечно большая величина.

Таким образом, полученные скорости взаимодействия в тахионном кванте укладываются в интервал

$$2,99791 \cdot 10^8 < v_т \leq 1,67141 \cdot 10^{56} \text{ м/с.} \quad (2)$$

Скорости передачи гравитационного и электромагнитного взаимодействий, приведенные в табл. 4,

имеют место при нормальных термодинамических условиях ($T_б=273,15$ °К).

Приведенные же в табл. 2 энергетические модели позволяют измерить скорости взаимодействия и в реликтовом излучении, поскольку весьма точно установлена его температура $T_б=273,15$ °К (табл. 5).

Итак, снижение температуры реликтового излучения по сравнению с околосемными условиями оказывает влияние на изменение скоростей взаимодействий, снизив их в барионном и повысив в тахионном квантах.

Более полное влияние термодинамических условий и масс на изменение скоростей взаимодействия представлено в табл. 6 и на рис. 2.

Таблица 5

Скорости взаимодействия в реликтовом излучении при $T_б=273,15$ К

Би-вещество	Параметры	$T_б=273,15$ °К	$T_б=2,735$ °К	
			$P_б=\text{const}$	$V_б=\text{const}$
Барионный квант	$v_б$, м/с	$5,77822 \cdot 10^{-5}$	$2,15448 \cdot 10^{-5}$	$5,77822 \cdot 10^{-5}$
	$v_{эб}$, м/с	$2,99791 \cdot 10^8$	94832467	94832601
Тахионный квант	$v_т$, м/с	$1,67141 \cdot 10^{56}$	$1,20146 \cdot 10^{58}$	$1,66713 \cdot 10^{60}$
	$v_{эт}$, м/с	$1,10273 \cdot 10^{19}$	$7,50411 \cdot 10^{20}$	$3,48152 \cdot 10^{21}$
Относительные величины	$\frac{v_б}{v_т}$	$3,45709 \cdot 10^{-61}$	$1,16510 \cdot 10^{-60}$	$3,46596 \cdot 10^{-65}$
	$\frac{v_{эб}}{v_б}$	$5,18828 \cdot 10^{12}$	$6,77457 \cdot 10^{12}$	$1,6412055 \cdot 10^{12}$

Как следует из приведенных значений, снижение температуры барионного кванта ($T_{\bar{b}}$) приводит к весьма существенному снижению массы тахионного кванта (m_m) и к резкому увеличению скорости гравитационного взаимодействия в тахионном кванте.

Такие и им подобные исследования позволили количественно оценить и максимальные скорости взаимодействий наиболее исследованных микрочастиц обоих квантов би-вещества (табл. 7) как в гравитационном, так и в электромагнитном взаимодействиях.

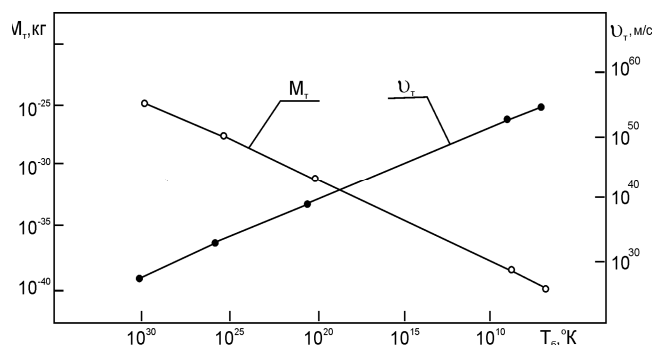


Рис. 2. Влияние температуры барионного кванта ($T_{\bar{b}}$) на изменение массы (M_m) и скорости гравитационного взаимодействия тахионного кванта (v_m)

Таблица 6

Влияние термодинамических условий на изменение скоростей в гравитационном взаимодействии квантов би- вещества ($P_{\bar{b}}=101325,52 \text{ Па}$)

$T_{\bar{b}}, ^\circ\text{K}$	273,15	5739387,4	$1,0872474 \cdot 10^8$	$6,8649153 \cdot 10^{20}$	$3,5356988 \cdot 10^{26}$	$6,5944125 \cdot 10^{30}$
$E_{\bar{b}}, \text{Дж}$	$9,3036834 \cdot 10^{-50}$	$1,9549303 \cdot 10^{-45}$	$3,7033445 \cdot 10^{-44}$	$2,3383038 \cdot 10^{-31}$	$1,2043175 \cdot 10^{-25}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$
$E_{\bar{c}}, \text{Дж}$	$3,771279 \cdot 10^{-21}$	$1,361267 \cdot 10^{-15}$	$5,9757739 \cdot 10^{-14}$	1713,6822	$3,7820249 \cdot 10^{10}$	$1,1711848 \cdot 10^{16}$
$\Delta E_{\bar{b}}, \text{Дж}$	$3,771279 \cdot 10^{-21}$	$1,361267 \cdot 10^{-15}$	$5,9757739 \cdot 10^{-14}$	1713,6822	$3,7820249 \cdot 10^{10}$	$1,1711848 \cdot 10^{16}$
$E_{\bar{m}}, \text{Дж}$	$7,7850123 \cdot 10^{71}$	$2,1567124 \cdot 10^{66}$	$4,9129246 \cdot 10^{64}$	$1,7131838 \cdot 10^{48}$	$7,7626475 \cdot 10^{40}$	$2,5067373 \cdot 10^{35}$
$E_{\bar{m}}, \text{Дж}$	$7,7850123 \cdot 10^{71}$	$2,1567124 \cdot 10^{66}$	$4,9129246 \cdot 10^{64}$	$1,7131838 \cdot 10^{48}$	$7,7626475 \cdot 10^{40}$	$2,5067373 \cdot 10^{35}$
$\Delta E_m, \text{Дж}$	$2,2461661 \cdot 10^{-21}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$	$2,246166 \cdot 10^{-21}$	$2,2461661 \cdot 10^{-21}$
$M_{\bar{b}}, \text{кг}$	$1,12953 \cdot 10^{-12}$	$5,7262116 \cdot 10^{-9}$	$7,1258291 \cdot 10^{-8}$	6676,1672	$5,2527927 \cdot 10^8$	$2,4043092 \cdot 10^{12}$
$M_m, \text{кг}$	$2,76061 \cdot 10^{-41}$	$8,2234832 \cdot 10^{-39}$	$4,4160573 \cdot 10^{-38}$	$9,10,95109 \cdot 10^{-31}$	$1,6726465 \cdot 10^{-27}$	$4,6110956 \cdot 10^{-25}$
$R_{\bar{b}}, \text{м}$	$3,3788074 \cdot 10^{-9}$	$2,3772458 \cdot 10^{-7}$	$8,3860644 \cdot 10^{-7}$	$2,5668717 \cdot 10^{-1}$	72,000367	4871,197
$R_m, \text{м}$	$1,9885362 \cdot 10^{-9}$	$3,9225943 \cdot 10^{-13}$	$3,1521392 \cdot 10^{-14}$	$3,3644461 \cdot 10^{-25}$	$4,2761263 \cdot 10^{-30}$	$9,3422282 \cdot 10^{-39}$
$v_{\bar{b}}, \text{м/с}$	$5,7782 \cdot 10^{-5}$	$4,8757002 \cdot 10^{-4}$	$9,1575433 \cdot 10^{-4}$	3,0159045	8,4853104	69,793959
$v_m, \text{м/с}$	$1,671146 \cdot 10^{56}$	$1,6194455 \cdot 10^{52}$	$1,0547534 \cdot 10^{51}$	$1,3713603 \cdot 10^{39}$	$6,8124072 \cdot 10^{33}$	$7,37309 \cdot 10^{29}$

Как следует из приведенных данных, для таких частиц вещества, как протон, нейтрон и тахион, впервые получены значения скоростей взаимодействия, и они весьма значительно отличаются от известной скорости фотона, равной скорости света ($v_{\bar{b}}=2,9979246 \cdot 10^8 \text{ м/с}$). При этом скорости взаимодействий электрона и протона существенно меньше скорости фотона, тогда как скорости нейтрона и тахиона превосходят скорости света на несколько порядков.

Анализируя данные, представленные в табл. 6 и 7, можно как подтвердить точность определения скорости в электромагнитном взаимодействии $v_{\bar{b}}=2,99791 \cdot 10^8 \text{ м/с}$ практически равную скорости

света, так и существенно расширить наши представления о величинах скоростей взаимодействий.

Таблица 7

Скорости взаимодействия элементарных частиц барионного и тахионного квантов ($T_{\bar{b}}=273,15 ^\circ\text{K}$, $P_{\bar{b}}=101325,52 \text{ Па}$)

Кванты	Частицы	Численные значения масс, кг	Численные значения скоростей взаимодействия, м/с
Барионный	Электрон	$m_e=9,1093897 \cdot 10^{-31}$	2187690...273461
	Протон	$m_p=1,672623 \cdot 10^{-27}$	$v_p=8,45372 \cdot 10^{-57}$
	Нейтрон	$m_n=1,6749287 \cdot 10^{-27}$	$v_n=1,4185022 \cdot 10^{18}$
	Фотон (б)	$m_{\bar{b}}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$v_{\bar{b}}=2,9979246 \cdot 10^8$
Тахионный	Фотон (т)	$m_{\bar{b}}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$v_{\bar{b}m}=1,102735 \cdot 10^{19}$
	Тахион	$m_m=2,786545 \cdot 10^{-41}$	$v_m=1,671146 \cdot 10^{56}$

Что касается подтверждений, то прежде всего, следует отметить, что полученная на основе энергетических моделей скорость в барионном кванте при электромагнитном взаимодействии составляет

$$v_{\phi\delta} = 2,997916 \cdot 10^8 \text{ м/с},$$

а наблюдаемая скорость света, полученная экспериментальным путем, как известно, равняется

$$C = 2,99792458 \cdot 10^8 \text{ м/с}.$$

Столь высокая точность определения скорости взаимодействия расчетным путем свидетельствует о правомерности использования энергетических моделей измерения для оценки физических параметров вещества. Это означает, что найденные на основе этих же моделей скорости взаимодействий в тахионном кванте, превышающие скорость света на 11 и 48 порядков, следует считать достоверными.

Полученные значения скоростей взаимодействий (табл. 6) позволяют по-новому подойти к толкованию принципа относительности.

Здесь уместно привести позицию А. Пуанкаре относительно этого принципа: «Опыт дал множество фактов, которые допускают следующее обобщение: невозможно обнаружить абсолютное движение весомой материи и эфира. Все, что можно сделать, - это выявить движение весомой материи относительно весомой материи».

Так, движение квантов друг относительно друга определяется соотношением, которое легко получить на основе данных, приведенных в табл. 1:

$$\frac{R_m}{R_{\delta}} = \frac{\Delta E_m}{\Delta E_{\delta}}. \quad (3)$$

Очевидно, что оно прямо пропорционально отношению энергий, затрачиваемых этими квантами на взаимодействие друг с другом, которые, в свою очередь, определяются термодинамическими свойствами пространства, т.е. для наблюдения движения квантов друг относительно друга необходимо изменить T_{δ} и P_{δ} , что приведет к изменению ΔE_{δ} , а значит и относительной величины R_m/R_{δ} .

Относительность времени взаимодействия в тахионном кванте может быть представлена также в виде отношений соответствующих энергий

$$\frac{\tau_m}{\tau_{\delta}} = \frac{\Delta E_m}{\Delta E_{\delta}} \cdot \frac{E_{n\delta}^{1/2}}{E_{nm}^{1/2}}. \quad (4)$$

Оба эти факта дают основание толковать физическую сущность принципа относительности как соотношение энергий, присущих его квантам:

Выводы

С помощью энергетических моделей измерения количественно оценены скорости взаимодействий барионного и тахионного квантов, а также их микрочастиц при различных термодинамических условиях.

Впервые на основе таких моделей расчетным путем найдена скорость света, равная $2,997916 \cdot 10^8$ м/с, переносчиком которой является фотон барионного кванта с массой $8,223483 \cdot 10^{-39}$ кг.

Установлено, что скорости взаимодействий электрона и протона меньше скорости фотона (равной скорости света), а скорости взаимодействий тахиона на 46 порядков в гравитационном и на 11 – в электромагнитном взаимодействиях, превышают скорость света, что составляет наиболее отличительное свойство би-вещества.

Литература

1. Эйнштейн А. Сущность теории относительности. – М.: Наука, 1966. – 342 С.
2. Толмачев Н.Г. Би-вещество. Энергетические модели измерения физических параметров. – Х: 2007. – 39 с. – [Электрон. ресурс]. Режим доступа: <http://www.khal.edurdownload/bi-substance.zip>.

Поступила в редакцию 25.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.А. Фомичев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.882:531.718

С.Н. СОЛОВЬЕВ¹, В.А. МОЗОЛЮК¹, А.Н. БОЧКОВА², В.Н. ГУЩИН¹¹ *Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Украина*² *ГП Научно-производственный комплекс газотурбостроения "Зоря"–"Машпроект"*

КОНЦЕПЦИЯ ВЫБОРА ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ МЕТРИЧЕСКИХ РЕЗЬБ

Рассмотрена концепция выбора средств контроля метрических резьб среднего класса точности, основанная на допустимой погрешности измерений линейных размеров. Осуществлено апробирование концепции для метрологического обеспечения технологических процессов механообработки на примере резьбовых калибров и специального способа контроля.

метрическая резьба, профиль резьбы, средний диаметр резьбы, калибр, допуск, допустимая погрешность измерения, средство контроля, точность, шероховатость

Развитие энергетических газотурбинных двигателей характеризуется увеличением их габаритов и метрологическое обеспечение технологических процессов (ТП) изготовления крупногабаритных деталей является актуальным. Крепежные резьбы имеют средний класс точности (поля допусков 6H, 6h, 6g, 6G) и посадки с зазором.

Традиционно контроль резьб на производстве осуществляется предельными калибрами. Особую сложность для контроля представляют внутренние резьбы больших диаметров, так как изготовление резьбовых калибров-пробок технологически ограничено наличием соответствующего оборудования. Применение же резьбовых калибров сборной конструкции [1] с резьбовыми секторами, меньшего радиуса контролируемой резьбы, которые еще можно изготовить резьбошлифованием, не гарантирует объективности измерений. Существующие способы контроля внутренних резьб с применением дополнительных промежуточных тел [2 – 4] трудоемки, сложны и не обеспечивают стабильности результатов.

В данной работе рассматривается концепция выбора средств измерений (контроля) крепежных резьб исходя из регламентации допустимой погрешности измерений линейных размеров.

Стандарт [5] для номинальных линейных размеров, в зависимости от их допусков (IT), устанавливает допустимые погрешности измерений (δ). На основании этих данных может осуществляться оптимальный выбор измерительных средств при проектировании ТП механической обработки деталей машин. Этот подход может быть реализован при контроле резьб по следующим соображениям.

Взаимозаменяемость и эксплуатационные качества метрической резьбы определяют средний диаметр внешней d_2 (внутренней D_2) резьбы, шаг P и угол профиля α . Наличие взаимосвязи между ними, позволяет установить суммарный допуск на средний диаметр внешней Td_2 (внутренней TD_2) резьбы, который включает допустимые отклонения непосредственно среднего диаметра $\Delta d_2(\Delta D_2)$ и диаметрально-угловую компенсацию погрешности шага f_p и угла профиля f_2 . Величина суммарного допуска (в дальнейшем допуски) представляют зависимостью [6]:

$$Td_2(TD_2) = \Delta d_2(\Delta D_2) + f_p + f_2. \quad (1)$$

Расположение контура резьбы в предписанном поле допуска определяется допусками на средний диаметр $Td_2(TD_2)$ [7], которые на основании формулы (1) являются линейными размерами. Средний диаметр резьбы тоже является линейным размером.

Следовательно, выбор средств измерений метрических резьб может быть осуществлен на основе погрешностей, допускаемых при измерении линейных размеров.

Указанные положения могут быть распространены и на дюймовые резьбы.

Для подтверждения и анализа предложенной концепции выборочные данные из [5 – 9] сведены в таблицу. Видно, что выбор калибров для контроля резьбы среднего класса точности обоснован, так как допуски средних диаметров калибров Δd_2 ПР, Δd_2 НЕ, ΔD_2 ПР, ΔD_2 НЕ меньше допускаемой погрешности измерений (δ). Для калибров-пробок в интервале размеров от 30 до 180 мм допуски лежат в пределах IT5 (11...14 мкм), для размеров свыше 180 мм допуск увеличивается до IT6 (28...36 мкм), а в интервале 400...500 мм достигает IT6-7. Калибры-кольца изготавливают менее точно: только в интервале 50...80 мм величина допуска соответствует IT5, для большинства размеров допуски лежат в пределах IT6-7. Таким образом, точность резьбовых рабочих калибров завышена по сравнению с допустимой по-

грешностью в среднем в 2-3 раза. В последней строке таблицы представлены оптимальные значения допусков (квалитетов) средних диаметров резьб, по которым могут быть изготовлены нестандартизированные резьбовые калибры, удовлетворяющие принципу допустимой погрешности измерений линейных размеров. С учетом мелкосерийного характера изготовления резьбовых поверхностей, не только требования к стандартизированным калибрам по точности, но и по материалу, твердости и шероховатости (Сталь ШХ15, HRC 58...64, R_a менее 0,32 мкм [2]), лимитирующие их износ, тоже могут быть снижены. В связи с этим для калибров можно применить менее дорогой материал, а вместо резьбошлифования осуществить точение [10].

На предприятии НПКГ "Зоря"–"Машпроект" была изготовлена опытная партия нестандартизированных калибров-пробок для контроля внутренней резьбы М36×1,5–6Н из стали 40Х, HRC 34...38. Обработка резьбового профиля осуществлялась на высокоточном токарно-винторезном станке с ЧПУ с обеспечением шероховатости $R_a = 1,25$ мкм.

Таблица

Предельные отклонения резьб, резьбовых калибров и погрешности, допустимые при измерении

Резьбы среднего класса точности		М36×1,5–6Н	М80×1,5–6Н	М120×1,5–6Н	М150×1,5–6Н	М210×6–6Н	М280×6–6Н	М360×6–6Н	М450×6–6Н
Допуски резьбы (ГОСТ 16093–81), мкм	Td_2	150	160	170	170	315	315	335	335
	TD_2	200	212	224	224	425	425	450	450
Допуски проходных (ПР), непроходных (НЕ) резьбовых калибров (ГОСТ 18465–73, ГОСТ 18466–73, ГОСТ 18107–72), мкм/IT	Δd_2 ПР Δd_2 НЕ	11/IT5	14/IT5	14/IT5	14/IT5	28/IT6	36/IT6	36/IT6	48/IT6–7
	ΔD_2 НЕ ΔD_2 ПР	18/IT7	18/IT5	18/IT6	18/IT6	28/IT6	36/IT6	36/IT6	48/IT6–7
Погрешности, допустимые при измерении линейных размеров (ГОСТ 8.051–81)	интервалы размеров, мм	30...50	50...80	80...120	120...180	180...250	250...315	315...400	400...500
	Допуски IT, мкм	160	190	220	250	290	320	360	400
	Допустимые погрешности δ , мкм	40	40	50	50	60	70	80	80
Допуски на нестандартизированные калибры, мкм/IT		39/IT8	36...40/IT7–8	54/IT8	40...64/IT7–8	46...72/IT7–8	52...81/IT7–8	57...89/IT7–8	63...97/IT7–8

Результаты контроля такими калибрами дали положительный результат, а их стоимость оказалась на порядок ниже покупной стоимости стандартизованных резьбовых калибров.

Наличие на НПКГ "Зоря"–"Машпроект" большой номенклатуры резьбовых калибр-пробок дало возможность разработать способ измерения средних диаметров внутренних резьб больших диаметров. Для осуществления способа во впадины внутренней резьбы изделия 1 заводятся два резьбовых калибр-пробки непроходных (НЕ) 3 и определяется расстояние между наружными диаметрами калибров с помощью блока плоскопараллельных концевых мер длины (ПКМД) 2 (рис. 1). Действительный средний диаметр резьбы (D_{cp}^0) определяется по формуле:

$$D_{cp}^0 = L_{бл}^0 + \frac{(d_{cp\text{ HE 1}} + d_{н\text{ HE 1}})}{2} + \frac{(d_{cp\text{ HE 2}} + d_{н\text{ HE 2}})}{2}, \quad (2)$$

где $L_{бл}^0$ – значение блока ПКМД, мм; $d_{cp\text{ HE 1}}$, $d_{н\text{ HE 1}}$, $d_{cp\text{ HE 2}}$, $d_{н\text{ HE 2}}$ – действительные средние и наружные диаметры непроходных калибров, применяемых при измерении.

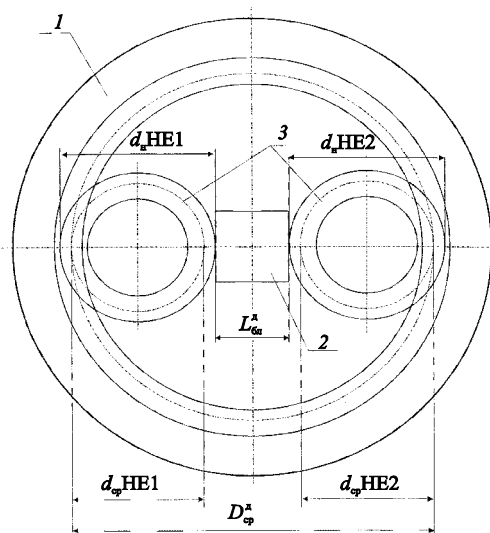


Рис. 1. Схема способа измерения:
1 – изделие; 2 – блок плоскопараллельных концевых мер; 3 – рабочие резьбовые калибры-пробки непроходные

При нахождении значения D_{cp}^0 в пределах поля допуска номинального размера, резьба признается

изготовленной правильно. Выбор непроходных калибров для измерения связано с тем, что они имеют большие размеры, чем проходные и обеспечивают меньшую погрешность установки в процессе измерения.

Предельная погрешность данного способа измерения Δ_{Σ} может быть оценена на основании закона сложения ошибок случайных величин [11] по формуле:

$$\Delta_{\Sigma} = \sqrt{(2\Delta d_{cp\text{ HE}})^2 + (2\Delta d_{н\text{ HE}})^2 + \dots + \Delta \text{ПКМД} + (2\Delta \delta)^2 + \Delta t^2}, \quad (3)$$

где $\Delta d_{cp\text{ HE}}$, $\Delta d_{н\text{ HE}}$ – соответственно погрешности измерения среднего и наружного диаметров калибров НЕ; $\Delta \text{ПКМД}$ – погрешность аттестации ПКМД; $\Delta \delta$ – погрешность базирования калибров; Δt – температурные погрешности.

Для контроля резьбы М80×1,5–6Н изделия непроходными рабочими калибрами М36×1,5–6Н, значения составляющих формулы (3) составили: $\Delta d_{cp\text{ HE}} = \pm 3,0$ мкм; $\Delta d_{н\text{ HE}} = \pm 1,0$ мкм; $\Delta \text{ПКМД} = \pm 0,5$ мкм; $\Delta \delta = \pm 0,5$ мкм, а Δt вследствие ее малости не учитывалась.

Значение Δ_{Σ} , рассчитанное по формуле (3), составляет 6,4 мкм. Значение предельной погрешности измерения для линейного размера 80 мм равняется 40 мкм (см. табл.), поэтому данный способ приемлем для контроля резьбы М80×1,5–6Н.

Концепция может быть применена для оценки возможности измерения данным способом резьбы более высокой точности, например, рабочего калибр-кольца М80×1,5–6gПР. Поле допуска среднего диаметра калибра-кольца составляет 18 мкм [9], а величина погрешности, допускаемой при измерении IT6 – 5 мкм [5]. Для контроля следует использовать контрольные калибры КИ-НЕ, значения которых следует применить в формулах (2) и (3). После измерения параметров КИ-НЕ и выполнения расчетов Δ'_{Σ} оказалась равным 4 мкм. Так как Δ'_{Σ} меньше $\delta = 5$ мкм, то способ применим для контроля контрольного калибра-кольца.

Предложенный способ применим для контроля внутренних резьб изделий в цеховых условиях непосредственно на рабочем месте. На предприятии осуществляется постоянный метрологический мониторинг допустимых значений износа наружного (d_n) и среднего (d_{cp}) диаметров резьбовых калибров-пробок на соответствие требованиям [2, 8, 9]. Следовательно, отпадает необходимость в определении действительных значений диаметров, а для контроля могут быть использованы предельные значения d'_n и d'_{cp} , взятые из ГОСТов. Процесс контроля сводится к:

– определению предельных значений блоков

$L_{\delta l}^{\max(\min)}$ ПКМД по формуле:

$$L_{\delta l}^{\max(\min)} = D_{cp}^{\max(\min)} - \frac{(d'_{cp} \text{ HE } 1 + d'_n \text{ HE } 1)}{\frac{(d'_{cp} \text{ HE } 2 + d'_n \text{ HE } 2)}{2}}, \quad (4)$$

где $D_{cp}^{\max(\min)}$ – наибольший (наименьший) средний диаметр внутренней резьбы изделия;

– установки во внутреннюю резьбу изделия двух резьбовых калибров-пробок непроходных и плотно-му набору между ними блока $L_{\delta l}^{\delta}$ ПКМД; если $L_{\delta l}^{\delta}$ находится в интервале $L_{\delta l}^{\min} \dots L_{\delta l}^{\max}$, резьба изготовлена верно.

Выводы

1. Разработана и апробирована концепция выбора средств измерения метрических резьб, связанная с использованием допустимых при измерении погрешностей линейных размеров.

2. На основе концепции обоснован выбор технических требований к нестандартизированным резьбовым калибрам-пробкам, осуществлено их опытное производство и успешное испытание.

3. Предложен эффективный способ контроля внутренних метрических резьб больших диаметров с помощью рабочих калибров малых диаметров, а также выполнена оценка его метрологических возможностей.

Литература

1. А.С. 1285310 СССР Резьбовой калибр для контроля внутренней резьбы большого диаметра / Р.Х. Мустаев, И.П. Банкин, Г.А. Архаров. – Оpubл. 23.01.87. Бюл. № 3.
2. Справочник по производственному контролю в машиностроении / Под. ред. А.К. Кутая. – Л.: Машиностроение, 1974.
3. А.С. 1516730 СССР Способ измерения среднего диаметра внутренней резьбы / А.В. Дегтярев, В.Г. Коростов. – Оpubл. 23.10.89. Бюл. № 39.
4. А.С. 1383085 СССР Способ измерения среднего диаметра внутренней резьбы В.П. Глухонькова / В.П. Глухоньков, Е.Р. Сударев, В.М. Самойлова. – Оpubл. 23.03.88. Бюл. № 11.
5. ГОСТ 8.051–81 Погрешности, допускаемые при измерении линейных размеров до 500 мм. – М.: Изд. стандартов, 1983.
6. Взаимозаменяемость, стандартизация и технические измерения / А.И. Якушев, Л.Н. Воронов, Н.М. Федотов. – М.: Машиностроение, 1986.
7. ГОСТ 16093–81 Основные нормы взаимозаменяемости. Резьба метрическая. Допуски. Посадки с зазором. – М.: Изд. стандартов, 1987.
8. ГОСТ 18465–73 Калибры для метрической резьбы от 1 до 68 мм. Исполнительные размеры. – М.: Изд. стандартов, 1984.
9. ГОСТ 18466–73 Калибры для метрической резьбы от 68 до 200 мм. Исполнительные размеры. – М.: Изд. стандартов, 1983.
10. Справочник технолога машиностроителя: Т.1 / Под. ред. А.Г. Косиловой и Р.К. Мещерякова. – М.: Машиностроение, 1986.
11. Соловйов С.М. Основи наукових досліджень: Навчальний посібник. – К.: Центр учбової літератури, 2007.

Поступила в редакцию 4.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.Г. Тимошевский, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев.

УДК 539.4:620.191

А.И. ДОЛМАТОВ, А.А. КОЛОС

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

КОЛИЧЕСТВЕННО-КАЧЕСТВЕННЫЙ АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ИЗНАШИВАНИЯ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС

Рассмотрена количественно-качественная категория, характеризующая изнашивание зубчатых колёс, со стороны числа и существенных признаков.

зубчатые колеса, изнашивание, анализ, количество, качество, причины, ремонт, упрочняющие технологии

Введение

Анализ количественно-качественной категории, характеризующей изнашивание зубчатых колёс, представляет интерес, как основа для условий по продлению межремонтного ресурса узлов и агрегатов изделия.

Формулирование проблемы Качество, а также и количество, как объективный показатель, тех или иных существенных признаков изнашивания определяет причинно-следственную связь детали и методов ремонта, а следовательно, и конструктивно-технологических мероприятий по данному вопросу. Для этого необходимо оценить в количественном отношении наличие различных видов изнашивания данного типа деталей.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Анализ различных литературных данных показывает, что стремление к повышению долговечности машин за счёт дальнейшего ужесточения требований к точности геометрических параметров сопрягаемых деталей малоэффективно, так как приводит к существенному росту технологических трудностей и затрат на изготовление ответственных деталей машин хотя и способствует росту статической прочности, однако сопровождается существенным ростом технологической себестоимости изделий. Наиболее эффективно повышение эксплуатационных свойств деталей технологическими методами [1].

Установлено, что изготовление деталей из одного и того же материала по различной технологии и с разными режимами обработки приводит к резкому изменению свойств поверхностного слоя, при этом долговечность таких деталей различна.

Изучение технологий обычно ограничивается рамками отдельных операций. Однако, при использовании высокоинтенсивных воздействий потоками энергии и вещества необходимо всесторонне исследовать точность и физико-механические свойства, учитывая действие технологическо-эксплуатационной наследственности.

Это означает, что все операции и их технологические переходы, а также характеристики обработанных поверхностей формируются всем комплексом технологических воздействий, и изменяются в процессе эксплуатации детали [2].

Таким образом, вопрос о повышении долговечности зубчатых колес актуален и представляет интерес для исследований.

Постановка задачи исследования. Задачами исследования ставятся определение, и анализ видов изнашивания зубчатых колес эксплуатирувавшихся узлов и агрегатов изделий. Результаты данных исследований могут служить данными для рассмотрения вопроса о повышении эффективности упрочняющих технологий изготовления и ремонта изделий.

Изложение основного материала с обоснованием полученных результатов

В ходе проведенных исследований были рассмотрены основные виды изнашивания зубчатых колёс модулей, узлов, агрегатов изделия, выразившихся в дефектах типа износ и коррозия.

Многообразие явлений и процессов при трении и изнашивании связано, в основном, с особенностями их контактного напряжения. Примером этого являются типы износа: окислительный, адгезионный, усталостный, а также и типы коррозии, такие как феттинг-коррозия, химическая коррозия и коррозия под напряжением.

Таблица 1

Количественно-качественная характеристика изнашивания зубчатых колёс

Вид изнашивания	Местонахождение дефекта	Качественный показатель	Количественный показатель, %
Усталостный износ	цапфы; рабочая поверхность зубьев; валы	Причины: внутренние напряжения; процесс пластической деформации; явление усталости металла. Следствие: выкрашивание поверхностного слоя	52
Абразивный износ	торцы зубьев; рабочая и нерабочая поверхность зубьев	Причины: неоднородность микроструктуры; процесс пластической деформации. Следствие: срезание; микроцарапание поверхностного слоя.	15
Феттинг-коррозия	шлицы, цапфы, валы	Причины: циклические напряжения; процесс пластической деформации; окисление поверхностного слоя. Следствие: микрорезание, микроцарапание, выкрашивание поверхностного слоя; окисление.	22
Коррозия	поверхность зубьев, цапфы, валы	Причины: статические, циклические, температурные напряжения; химические реакции. Следствие: растрескивание; коррозионная усталость; окисление; разрушение поверхностного слоя.	6
Адгезионный износ	шлицы, шаровая опора	Причины: процесс пластической деформации поверхностного слоя; молекулярное сцепление. Следствие: наволакивание, микроцарапание, выкрашивание поверхностного слоя.	5

Для выявления неисправностей и дефектов, а также для разработки технологии их устранения важно установить физические процессы, приводящие к их появлению. Различают разрушения хрупкие, усталостные и под воздействием длительной статической нагрузки. Несмотря на совершенствование методов расчётов на прочность, наблюдается большое расхождение между расчётными и реальными характеристиками.

Для производства зубчатых колёс применяются высокопрочные стали, которые обладают высокими

пределами прочности, выносливости, сопротивлением термической усталости, коррозионной стойкости. Однако типичным и общим дефектом материалов такого рода является их микроструктурная неравномерность, вследствие чего возникают локальные зоны с пониженными механическими свойствами.

Как показывает опыт, прочность конструкций оказывается значительно меньшей, чем прочность материалов из которых конструкция изготовлена. Причины этого заключаются во влиянии масштаб-

ного фактора, наличии в деталях остаточных напряжений, анизотропии свойств, различном состоянии поверхности, изменении свойств материалов в процессе эксплуатации. Учесть все эти факторы на стадии проектирования и изготовления практически невозможно [3].

При определении усилий в зубчатом зацеплении пренебрегают силами трения, вызванными скольжением профилей; распределённую нагрузку заменяют сосредоточенной силой, приложенной в середине зубчатого венца. В действительности из-за неравномерного распределения нагрузки по ширине зубчатого венца результирующая сила смещена от середины зубчатого венца. Однако это смещение не превышает $1/6 b_w$, где b_w – рабочая ширина зубчатого венца, и им можно пренебречь при определении усилий в опорах и расчете валов на прочность. Составляющими нормального усилия в зацеплении цилиндрической передачи являются окружное, радиальное, осевое, нормальное усилие.

Зубчатые колеса подвергается действию статических нагрузок, поверхностных нагрузок (силовое взаимодействие сопряженных деталей; температурные нагрузки).

Одной из причин отказов является необратимое изменение характеристик материала во времени, вызванное происходящими в изделиях физико-химическими процессами. По величине дефекты твёрдого тела подразделяются на следующие группы:

Во-первых, дефекты атомного строения. Это особые зоны искажений атомной решетки, содержащиеся в реальных кристаллах в огромных количествах. В связи с этим особенно важно оценить тонкую структуру поверхностного слоя, наиболее сильно подвергающегося внешним воздействиям.

Во-вторых, нарушение сплошности материалов микроскопического порядка. К этой группе дефектов относят микроскопические трещины, по размерам не превышающие предела разрешения оптиче-

ского микроскопа ($< 0,2$ мкм). Они могут образовываться по границам кристаллов в процессе его роста, а также в результате напряжений, особенно знакопеременных. Субмикротрещины всегда имеются в реальном металле в том или ином количестве. Такие трещины образуются на поверхности и в глубине деталей, как в процессе изготовления, так и в процессе эксплуатации под действием внешнего нагружения. Даже при незначительной глубине (несколько микрометров) эти трещины резко снижают прочностные характеристики детали.

В-третьих, макроскопические дефекты. Это различного рода нарушения сплошности или однородности материала, часто видимые невооруженным глазом. Эти дефекты особенно резко снижают прочность деталей и, как правило, приводят к разрушению при эксплуатации.

Бездефектных деталей не существует. Любая деталь, изготовленная самым тщательным образом, имеет дефекты атомного или субмикроскопического порядка, которые под действием внешнего нагружения могут развиваться в микро- и макроскопические дефекты.

Разрушение зубчатых колес, один из самых опасных и значительных дефектов, приводящих к неисправностям и отказам узлов и агрегатов авиадвигателя.

В ряде случаев появление трещин и поломок зубчатых колёс связано с местным повышением напряжений в так называемых зонах концентраторах напряжений. Неправильный выбор допусков и посадок причина местных концентраторов напряжений. Причиной разрушения в большинстве случаев оказывается неверно выбранные методы и режимы обработки детали.

Так, например, при появлении прижогов происходит структурно-фазовое изменение состояния поверхностного слоя материала заготовки детали, и в результате сопротивление усталости детали снижается примерно на 20–25%.

Поэтому улучшение характеристик деталей это, прежде всего, полное исключение, наиболее опасных дефектов и сведение до некоторого разумного минимума содержания дефектов менее опасных.

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

В результате проведенных исследований были выявлены и проанализированы характерные виды дефектов зубчатых колес изделий после эксплуатации.

Очевидно, основные параметры, по результатам которых проявляется изнашивание поверхностного слоя зубьев детали: шероховатость, волнистость, физико-механические свойства микроструктуры и остаточные напряжения.

Повышение прочности несущего слоя возможно в результате создания комбинированных упрочняющих технологий посредством разделения влияния на несущую способность степени наклёпа и глубины наклёпанного слоя.

Поверхностно упрочнённые детали часто выходят из строя из-за отслаивания, вследствие, превышения эксплуатационными напряжениями допустимого уровня на границе недостаточно упрочнённого несущего слоя.

Подводя итог данного этапа исследований, можно сказать, что необходимо знать характер влияния параметров качества поверхностного слоя зубчатых колес, и предрасположенность к тому или иному виду эксплуатационных дефектов, для выявления рациональных областей эффективного применения различных способов упрочнения.

Литература

1. Суслов А.Г. Направления работ Брянской технологической школы по решению проблемы «Обеспечения и повышения качества изделий машиностроения и технологической оснастки» // Справочник. Инженерный журнал. Приложение. – 2004. – № 11. – С. 2-5.
2. Киричек А.В. Повышение эффективности упрочняющих технологий // Справочник. Инженерный журнал. Приложение. – 2004. – № 3. – С. 15-20.
3. Косточкин В.В. Надёжность авиационных двигателей и силовых установок. – М.: Машиностроение, 1988. – С. 151-166.
4. Технология производства авиационных двигателей / А.Я. Качан, В.Ф. Мозговой, Е.Я. Кореневский; Под ред. В.А. Богуслаева. – Запорожье: Изд. комплекс ОАО «Мотор Сич», 2000. – Т. 1. – 945 с.
5. Конончук Н.И., Авчинников Б.Е., Фролов В.П. Ремонт авиационных двигателей /Под ред. А.Д. Пономарёва. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1955. – 408 с.
6. Папшев Д.Д. Упрочняющая технология в машиностроении (методы поверхностного пластического деформирования). – М.: Машиностроение, 1986. – С. 4-11.
7. Болотин В.В. Ресурс машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1990. – С. 9-29.
8. Геллер Ю.А., Рахштадт А.Г. Материаловедение. – М.: Металлургия, 1975. – С. 134-196.

Поступила в редакцию 30.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.К.Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.452.3:621.311.001.57:629.4.051.2

**Н.Д. БАГАУТДИНОВ¹, Д.И. ВОЛКОВ², С.В. ЕПИФАНОВ³, В.А. КАЧУРА⁴,
В.Ф. МИРГОРОД², Г.С. РАНЧЕНКО²**

¹ ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

² ОАО «Элемент», Одесса, Украина

³ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

⁴ ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина

РЕАЛИЗАЦИЯ И ВНЕДРЕНИЕ МЕТОДОВ И АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ, УПРАВЛЕНИЯ И ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СИЛОВЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК НА БАЗЕ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Выполнен анализ существующих аппаратных и программных решений в области комплексного моделирования, управления и диагностирования технического состояния силовых и энергетических установок на базе газотурбинных двигателей. Рассмотрена концепция построения аппаратно-программного комплекса, а также его внедрение в процесс испытаний и эксплуатации газотурбинных двигателей. Показана актуальность разработки методических указаний по использованию комплекса и результатов его работы при производстве и эксплуатации по техническому состоянию двигателей, а также при настройке электронных систем управления и диагностирования технического состояния.

управление, диагностирование, испытания, эксплуатация по техническому состоянию, газотурбинный двигатель, индивидуальная математическая модель

Введение

Одним из основных направлений усовершенствования процессов испытаний, управления и диагностирования технического состояния двигателей является использование математических моделей и современных информационных технологий [1].

Повышение качества управления рабочим процессом ГТД обеспечивает расширение предельных режимов работы, то есть ограничений по предельным температурам, частотам вращения и нагрузкам, снижает удельный расход топлива, продлевает ресурс двигателя, а также улучшает его динамические характеристики. Кроме того, расширение информационных возможностей систем управления и мониторинга обеспечивает значительное снижение затрат на стендовые и лётные испытания при доводке проектируемых двигателей, что особенно актуально в условиях жёсткой экономии финансовых ресурсов.

Значительный вклад в формирование и усовершенствование систем управления и мониторинга

ГТД сделали В.И. Васильев, О.С. Гуревич, В.Т. Дедеш, Г.В. Добрянский, Б.Г. Ильясов, Г.Г. Куликов, Т.С. Мартыанова, Б.Н. Петров, В.Ю. Рутковский, Д.Ф. Симбирский, А.П. Тунаков, А.И. Фрид, Ф.А. Шаймарданов, А.А. Шевяков и др. Ими разработаны методические подходы к математическому моделированию двигателей, идентификации моделей по экспериментальным данным, анализу и синтезу их САУ, методы и алгоритмы мониторинга состояния. Показано, что необходимым условием реализации обозначенного направления является использование математических моделей ГТД.

1. Формулирование проблемы

Существующие программно-технические комплексы для испытаний газотурбинных двигателей (ГТД), в частности производства ОАО «Элемент» (АХША.442293.000 ТУ [2]), обеспечивают [3]:

– измерение, математическую обработку, отображение и регистрацию параметров работы двигателей в процессе стендовых испытаний;

- определение метрологических характеристик измерительных и вычислительных каналов при их аттестации, калибровке и поверке [4];

- определение периодов осреднения основных термогазодинамических параметров двигателей на основе корреляционного анализа [5];

- управление режимами работы двигателя в соответствии с технологическим процессом испытаний;

- аварийную защиту двигателя и систем;

- ведение архивов трендов, аварий и событий.

Однако современные требования к процессу испытаний двигателей, автоматического управления и диагностирования ГТД требуют использования математических моделей [6] и информационных технологий, что подтверждается специалистами ведущих украинских (НАУ «ХАИ», НАУ, ГП «Ивченко-Прогресс», ОАО «Мотор Сич», ГП «Зоря-Машпроект») и российских (ЦИАМ, НПО «Салют», НПО «Сатурн», МАИ) двигателестроительных и научных организаций.

Так, например, в России в течение 2002 – 2006 годов в рамках Федеральной целевой программы «Национальная технологическая база», утверждённой постановлением Правительства Российской Федерации от 8 ноября 2001 г. № 779 было предусмотрено финансирование в размере 130 млн. руб. разработки базовых технологий имитационного моделирования сложных социально-технических систем – комплексных программных средств для использования в системах управления, моделирования, экспериментальной обработки и испытаний, обеспечивающих сокращение или исключение необходимости в дорогих и небезопасных натурных испытаний.

Итак, можно выделить три основных направления использования математических моделей и информационных технологий:

- программно-технические комплексы (АСУ ТП) испытаний газотурбинных двигателей;

- электронные системы автоматического управления газотурбинных двигателей;

- электронные системы диагностирования технического состояния газотурбинных двигателей.

2. Решение проблемы

Внедрение математических моделей и информационных технологий в программно-технических комплексах обеспечивает автоматизацию:

- приведения экспериментальных данных к стандартным атмосферным условиям, в частности при невыполнении условий подобия [6, 7];

- продления экспериментально полученных характеристик по высотно-скоростным условиям и режимам работы двигателя [7];

- диагностирования технического состояния двигателя и определение соответствия характеристик испытываемого двигателя требованиям ТУ;

- диагностирования исправности измерительных каналов за счёт аналитической избыточности;

- косвенных измерений параметров работы ГТД.

Современные методы доводки двигателей и их узлов нереализуемы без интеграции с математическими моделями ГТД. Автоматизация идентификации уточнённой индивидуальной модели двигателя позволяет обеспечить автоматизацию наладки ГТД на этапе стендовых испытаний после его изготовления и проведения регламентных работ, в частности ремонта, в эксплуатации. Сопровождение ГТД в эксплуатации требует использования его диагностических математических моделей [8].

Внедрение математических моделей и информационных технологий в системах автоматического управления ГТД с полной ответственностью (FADEC) обеспечивает:

- наладку алгоритмов управления;

- выявление отказов измерительных каналов, выбор исправного канала при его дублировании или подмену параметров, рассчитанных с помощью математических моделей;

– определение неизмеряемых или измеряемых с недостаточной точностью параметров (тяги, мощности, удельного расхода топлива) по измеряемым термогазодинамическим параметрам [1].

В системах диагностирования технического состояния ГТД используется его индивидуальная математическая модель, которая служит эталоном для сравнения с ней текущих параметров двигателей. В частности за счёт использования базовой модели возможен контроль соответствия выходных параметров математической модели и вектора измерения.

Достоверность контроля определяется точностью идентификации индивидуальных моделей нормального состояния.

Поэтому в настоящее время в рамках государственной программы Развития авиационной промышленности Украины до 2010 года ОАО «Элемент» в тесной кооперации с ОАО «Мотор Сич», ГП «Ивченко-Прогресс» и НАУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» выполняет проект реализация и внедрение аппаратно-программного комплекса (АПК) «Энергия-XXI» для комплексного моделирования, управления и диагностирования технического состояния силовых и энергетических установок на базе ГТД (рис. 1).

АПК «Энергия-XXI» выполняет сбор и регистрацию данных во время работы газотурбинных двигателей в реальном времени. Регистрация выполняется во время стендовых испытаний или эксплуатации на борту летательного аппарата, установки для перекачивания газа и других объектах.

На основе собранных данных выполняется:

- диагностирование технического состояния двигателя, локализация отказов и выдача рекомендаций по их устранению;
- диагностирование измерительных каналов;
- идентификация индивидуальной математической модели и контроль её соответствия требованиям технических условий на двигатель;

– формирование моделей в формате, который используется в программно-технических комплексах, системах управления и диагностики;

– формирование законов управления и инженерного контроля технического состояния ГТД;

– расчет и экстраполяция технических характеристик ГТД во всём диапазоне режимов работы, высотно-скоростных и климатических условий эксплуатации;

– определение параметров работы ГТД по его модели;

– приведение экспериментальных данных к стандартным атмосферным условиям.

В рамках проекта разрабатываются методические указания, определяющие использование АПК «Энергия» и результатов его работы в программно-технических комплексах испытаний авиационных двигателей испытаний, системах управления и диагностирования технического состояния ГТД.

В программно-технических комплексах согласно разрабатываемых методических указаний должны использоваться:

- нелинейная динамическая модель ГТД;
- алгоритмы контроля технического состояния ГТД в соответствии с ТУ на ГТД;
- наблюдатель состояния для косвенного измерения параметров работы ГТД;
- алгоритмы приведения параметров к стандартным атмосферным условиям;
- алгоритмы контроля исправности измерительных каналов.

В системах автоматического управления ГТД согласно разрабатываемых методических указаний должны использоваться:

- квазилинейная динамическая модель ГТД;
- законы управления работой ГТД;
- алгоритмы инженерного контроля технического состояния двигателей и измерительных каналов;
- алгоритмы мажорирования для определения отказа дублированных каналов;

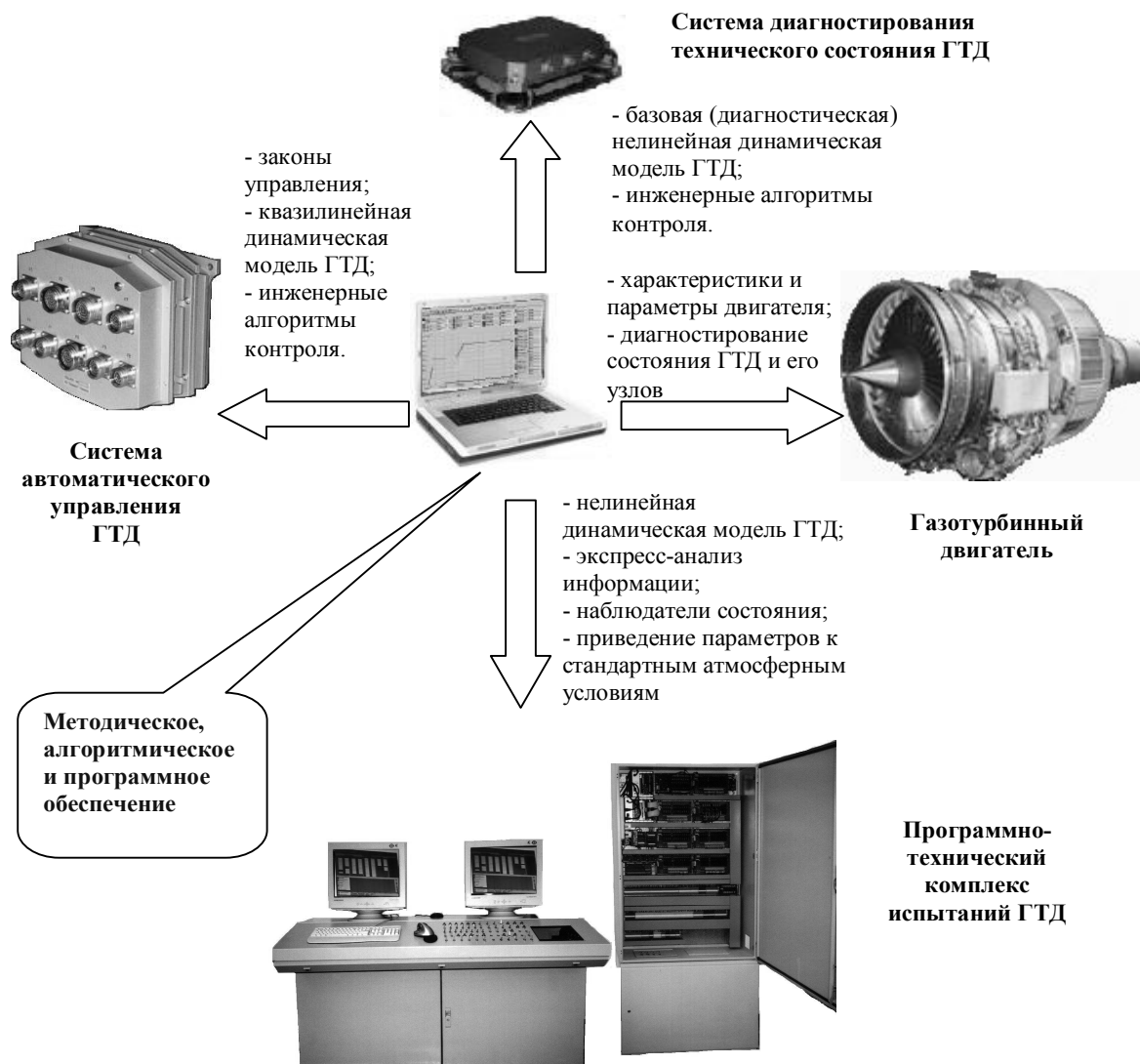


Рис. 1. Аппаратно-программный комплекс «Энергия-XXI» и взаимодействующие с ним системы

– наблюдатели состояния для косвенного измерения параметров работы двигателей.

В системах диагностирования согласно методическим указаниям должны использоваться

- диагностическая динамическая модель ГТД;
- алгоритмы контроля и диагностирования технического состояния двигателя;
- наблюдатели состояния для косвенного измерения параметров работы двигателей.

Полученные с помощью АПК «Энергия-XXI» результаты должны использоваться специалистами для наладки двигателей, для исследования режимов их работы при помощи комплексного моделирования, что позволяет значительно снизить затраты на доводку двигателей и исследования граничных ре-

жимов их работы.

В АПК «Энергия-XXI» поступает информация в режиме реального времени и апостериорная информация в виде баз данных трендов термогазодинамических параметров работы ГТД, зарегистрированных другими системами при стендовых испытаниях или при эксплуатации. Эта информация предварительно обрабатывается, в частности отбраковываются ошибочные данные [9], выполняется оптимальная фильтрация.

Предложенная схема позволяет также выполнять оптимальную наладку ГТД, обеспечивающую минимизацию функционала качества с учётом эксплуатационных ограничений. Эта оптимизация позволяет повысить суммарную тягу на 1,5...2,0 % без

повышения расхода топлива [10], то есть снизить удельный расход топлива на 1,5...2,0 %.

Заключение

В проекте в целом предлагаются новые качественные возможности при проведении стендовых испытаний ГТД.

Отличие проекта в том, что предлагается интегрированное в процесс испытаний решение задач:

- идентификации индивидуальных нелинейных поузловых и квазилинейных моделей;
- диагностирования технического состояния двигателей с использованием статистических методов, в частности трендового контроля;
- определения характеристик двигателя и их расширения (экстраполяции) по высотно-скоростным условиям и режимам работы двигателя;
- методической поддержки использования результатов при производстве и эксплуатации ГТД.

Внедрение АПК «Энергия-XXI» обеспечивает снижение затрат на:

- регулирование и ПСИ ГТД на 35...50 %;
- стендовые испытания ГТД на 20...25 %;
- лётные испытания ГТД на 15...20 %.

Литература

1. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко, Г.Г. Грабовский. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.
2. Программно-технический комплекс для испытания авиационных двигателей. Технические условия АХША.442293.000 ТУ.
3. Программно-технические комплексы для испытания ГТД: математическое, метрологическое и алгоритмическое обеспечение / А.Г. Буряченко, Д.И. Волков, С.Н. Долгий, В.В. Сироткин // Авиадвигатели XXI века: Материалы II Междунар. науч.-техн. конф. (6-9 декабря 2005 г.): Сб. тез. – М.: ЦИАМ, 2005. – Т. 3. – С. 235-237.
4. Ранченко Г.С., Буряченко А.Г., Волков Д.И. Оценка погрешностей косвенных измерений при испытаниях газотурбинных двигателей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – Вып. 41/6. – С. 160-163.
5. МУ 1.1.180-88. Метрологическое обеспечение испытаний ГТД. Методика определения корреляционных характеристик параметров ГТД на установившихся и неуставившихся режимах испытаний с применением информационно-измерительных систем.
6. Челомбитко А.В., Швец Л.И. Применение математического моделирования при обработке результатов стендовых испытаний авиационных ГТД // Авиадвигатели XXI века: Материалы II Междунар. науч.-техн. конф. (6-9 декабря 2005 г.): Сб. тез. – М.: ЦИАМ, 2005. – Т. 1. – С. 123-125.
7. Челомбитко А.В., Швец Л.И. Применение математического моделирования при испытаниях опытных авиационных ГТД на высотных стендах // ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности. / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солониной, М.Я. Иванова. В 2-х т., Т. 1. Разд. 1.1. – М.: ЦИАМ, 2005. – С. 53-57.
8. Цховребов М.М., Худяков Е.И. Математическое моделирование изменения параметров ТРДД в процессе эксплуатации // ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солониной, М.Я. Иванова. В 2-х т., Т. 1. Разд. 1.1. – М.: ЦИАМ, 2005. – С. 61-64.
9. СТ СЭВ 545-77 Прикладная статистика. Правила оценки аномальности результатов наблюдений.
10. Параметрическое оценивание экспериментальных данных с применением ММ термодинамического расчёта ТРД / М.В. Егорцев, В.А. Рыбко, А.П. Царьков, Л.М. Чернышев // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. пр. – 2001. – Вип. 26. Двигуни та енергоустановки. – С. 184-185.

Поступила в редакцию 1.06. 2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Герлига, Одесский национальный политехнический университет, Одесса.

УДК 681.513.6

А.С. ГОЛЬЦОВ¹, А.В. КЛИМЕНКО², О.Л. ЛЫТИКОВ²¹ Волжский политехнический институт, Россия² ОАО Волжская ГЭС, Россия

АДАПТИВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ПУСКА ГИДРОТУРБИНЫ ГЭС

Разработаны нелинейная модель объекта управления в пространстве состояний и структурная схема системы автоматического управления с обучаемой моделью. Получены алгоритмы обучения модели объекта управления, задания требуемых углов установки лопаток направляющего аппарата и рабочего колеса и формирования управляющих воздействий.

адаптивное управление, обучаемая нелинейная модель гидротурбины, ограниченные по абсолютной величине возмущающие воздействия

Введение

Для обеспечения надежности энергосистемы гидроагрегаты ГЭС, находящиеся в резерве, должны быть в состоянии готовности к немедленному автоматическому пуску. При этом набор нагрузки каждого гидроагрегата должен происходить с максимальной скоростью при минимальном времени открытия направляющего аппарата (НА) турбины [1].

Существующие системы управления максимального быстродействия, оснащенные ПИД-регуляторами с постоянными параметрами, имеют, как правило, статическую погрешность и создают существенное перерегулирование переменных состояния многомерных объектов управления (ОУ). Это связано с тем, что синтез алгоритмов управления для этих систем выполнен на базе линейных моделей ОУ и без учета реальных законов изменения возмущающих воздействий [2].

Эффективность управления гидроагрегатами ГЭС при пуске можно улучшить с помощью методов адаптивного управления, использующих обучаемые нелинейные модели процессов, происходящих в ОУ [3].

Постановка задачи. Переходные процессы в гидротурбине (ГТ), оснащенной устройством авто-

матического поворота лопаток рабочего колеса (РК) и НА (комбинатором), описывают уравнениями:

$$J \cdot \frac{dn(t)}{dt} = Md(n(t), z(t), \gamma(t)) - Mc(n(t)); \quad (1)$$

$$\tau_1 \cdot \frac{dz(t)}{dt} = -z(t) + w(t) + b_1 \cdot u_1(t); \quad (2)$$

$$\tau_2 \cdot \frac{d\gamma(t)}{dt} = -\gamma(t) + \varphi(z(t)) + b_2 \cdot u_2(t); \quad (3)$$

$$y(t) = [n(t) \quad z(t) \quad \gamma(t)]^T + \varepsilon(t), \quad (4)$$

где: J – осевой момент инерции ротора;

$n(t)$ – частота вращения ротора;

$Md(n(t), z(t), \gamma(t))$ – момент движущих сил;

$Mc(n(t))$ – момент сил сопротивления;

$z(t)$ – угол установки лопаток направляющего аппарата;

$\gamma(t)$ – угол установки лопаток РК;

$w(t)$ – возмущающее воздействие на лопатки направляющего аппарата;

$\varphi(z)$ – статическая характеристика комбинатора;

τ_1, τ_2 – постоянные времени механизмов поворота лопаток НА и РК;

$u_1(t), u_2(t)$ – управляющие воздействия;

$y(t)$ – вектор выходных сигналов датчиков;

$\varepsilon(t)$ – вектор погрешностей измерений.

Задача управления заключается в переводе ГТ за минимальное время регулирования t_p из начального состояния в режим холостого хода. При этом должны выполняться следующие ограничения на переменные состояния ОУ:

$$n_{mp}(t) - \Delta n_{don} \leq n(t) \leq n_{mp}(t) + \Delta n_{don}; \quad (5)$$

$$\gamma_{mp}(n(t)) - \Delta \gamma_{don} \leq \gamma(t) \leq \gamma_{mp}(n(t)) + \Delta \gamma_{don}; \quad (6)$$

$$z_{\min} - \Delta z_{don} \leq z(t) \leq z_{\max} + \Delta z_{don}. \quad (7)$$

Функциональные зависимости момента движущих сил, момента сил сопротивления и статической характеристики комбинатора от переменных состояния ОУ заданы приближенно, а возмущающие воздействия не известны. Но синтез адаптивной системы управления многомерным нелинейным объектом возможен только в том случае, когда известны оптимальные (требуемые) траектории перехода всех переменных состояния ОУ в заданное конечное состояние и математическая модель формирования всех влияющих факторов, недоступных измерениям [4]. Поэтому в разрабатываемую систему управления ГТ включены модуль обучения модели ОУ (1)-(7) и формирователь задания регулятору, вычисляющий требуемые значения $z_{mp}(t)$ углов установки лопаток НА с помощью обученной модели ОУ.

Таким образом, синтез адаптивной системы автоматического управления процессом пуска ГТ включает разработку алгоритмов обучения модели ОУ, определения требуемых углов установки лопаток НА и формирования управляющих воздействий.

Обучаемая модель объекта управления

Система управления разрабатывалась для турбины № 19 Волжской ГЭС.

При синтезе модели ОУ зависимости момента движущих сил, момента сил сопротивления и статической характеристики комбинатора от переменных

состояния описывали степенными рядами и (или) В-сплайнами:

$$Md(n(t), z(t), \gamma(t)) = \sum_j c_j \cdot f_j(n(t), z(t), \gamma(t)); \quad (8)$$

$$Mc(t) = \sum_i \beta_i \cdot \psi_i(n(t)); \quad (9)$$

$$\varphi(z(t)) = \sum_p q_p \cdot \eta_p(z(t)), \quad (10)$$

которые содержат неизвестные параметры c_j , β_i , q_p и известные функции переменных состояния.

Начальные оценки параметров модели ГТ (8) – (10) были определены методом наименьших квадратов (МНК) с использованием результатов измерений переменных состояния ОУ при пусках и остановках анализируемой турбины.

Результаты идентификации модели ОУ (8)–(10) представлены на графиках (рис. 1 и рис. 2).

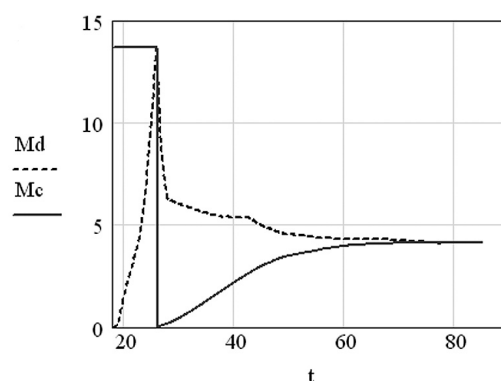


Рис. 1. Графики моментов движущих сил и сил сопротивления

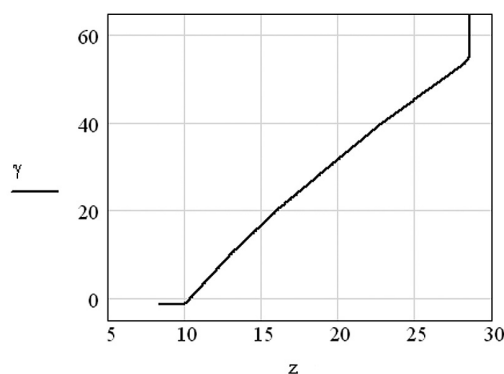


Рис. 2. Статическая характеристика комбинатора

В процессе управления параметры модели уточняют с помощью алгоритма рекуррентного МНК,

в котором используют результаты измерений переменных состояния и значения управляющих воздействий, сформированные в предыдущие моменты времени.

Модель ОУ (1) – (10) используется в цифровом регуляторе разрабатываемой системы управления для определения требуемого закона поворота лопаток НА и формирования управляющих воздействий.

Формирование задания регулятору

При синтезе алгоритма управления предполагалось, что требуемые законы изменения частоты вращения $n_{mp}(t)$ и угла установки лопаток РК $\gamma_{mp}(t)$ известны. В частности, использовались значения переменных $n_{mp}(t)$ и $\gamma_{mp}(t)$, графики изменения которых приведены на рис. 3 и 4 сплошными линиями.

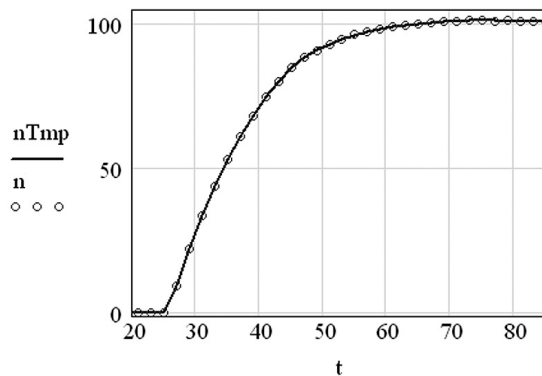


Рис. 3. Результаты регулирования частоты вращения ротора

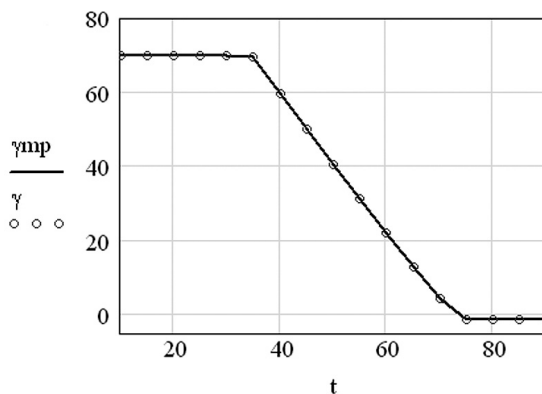


Рис. 4. Результаты регулирования угла установки лопаток РК

Этим переменным соответствует момент движущих сил $Md_{mp}(t)$:

$$Md_{mp}(t) = J \cdot \frac{dn_{mp}(t)}{dt} + \sum_i \beta_i \cdot \psi_i(n_{mp}(t)).$$

Требуемый закон изменения угла установки лопаток НА можно формировать с помощью динамической системы:

$$\frac{dz_{mp}(t)}{dt} = \frac{\xi(t)}{\tau_1}; \quad z_{mp}(0) = 0, \quad (11)$$

где $\xi(t)$ – входной сигнал, подлежащий определению.

При этом оптимальные значения углов установки лопаток НА должны обращать в минимум функционал обобщенной работы (ФОР):

$$J = \int_0^{t_p} \left(\frac{Md_{mp}(t) - Md(n_{mp}(t), z_{mp}(t), \gamma_{mp}(t))}{\Delta M_{don}} \right)^2 dt + \alpha_1 \cdot \int_0^{t_3} \left(\frac{\xi(t)}{\Delta z_{don}} \right)^2 dt, \quad (12)$$

где $0 < \alpha_1 < 1$ – параметр регуляризации.

Минимизация функционала (12) с помощью принципа максимума и инвариантного погружения возникающих уравнений Эйлера-Лагранжа [3] приводит к следующему алгоритму формирования углов установки лопаток НА:

$$\frac{dz_{mp}(t)}{dt} = \frac{L(t) \cdot V(t)}{\tau_1 \cdot \Delta M_{don}^2} \cdot e(t); \quad z_{mp}(0) = 0; \quad (13)$$

$$e(t) = Md_{mp}(t) - Md(n_{mp}(t), z_{mp}(t), \gamma_{mp}(t)); \quad (14)$$

$$L(t) = \frac{\partial Md(n_{mp}(t), z_{mp}(t), \gamma_{mp}(t))}{\partial z_{mp}(t)}; \quad (15)$$

$$\frac{dV(t)}{dt} = \frac{\Delta z_{don}^2}{\alpha_1 \cdot \tau_1} - \frac{L(t) \cdot V(t)^2}{\tau_1 \cdot \Delta M_{don}^2}; \quad V(0) = 1. \quad (16)$$

Требуемые значения углов поворота лопаток направляющего аппарата турбины, вычисленные по алгоритму (13) – (16), приведены на рис. 5 (сплошная линия).

Вычисленные значения $z_{mp}(t)$ используют в алгоритме формирования управляющих воздействий.

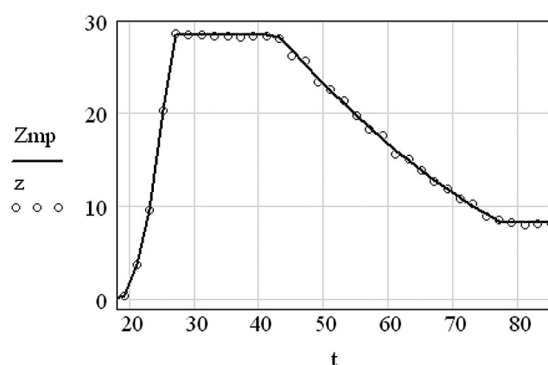


Рис. 5. Результаты регулирования угла установки лопаток НА

Алгоритм формирования управляющих воздействий

Управляющие воздействия предлагается определять минимизацией квадратичного ФОР:

$$I = \int_0^{t_p} \left\{ \frac{(n_{mp}(t) - n(t))^2 + s(t)^2}{\Delta n_{don}^2} + \left(\frac{z_{mp}(t) - z(t)}{\Delta z_{don}} \right)^2 \right\} dt + \\ + \int_0^{t_p} \left\{ \frac{(\gamma_{mp}(t) - \gamma(t))^2}{\Delta \gamma_{don}^2} + \alpha_2 \cdot \left(\frac{u_1(t)^2}{\Delta z_{don}^2} + \frac{u_2(t)^2}{\Delta \gamma_{don}^2} \right) \right\} dt,$$

где $0 < \alpha_2 < 1$ – параметр регуляризации;

$$s(t) = \frac{3}{t_p} \cdot \int_0^t (n_{mp}(t) - n(t)) dt.$$

Решение этой задачи оптимального управления выполнено с помощью принципа максимума с использованием инвариантного погружения возникающей двухточечной краевой задачи. В результате для формирования управляющих воздействий был получен многомерный ПИ-регулятор с переменными параметрами. Текущие значения параметров регулятора вычисляются интегрированием уравнения Риккати регуляризованного фильтра Калмана [3], составленного для рассматриваемой задачи оптимального управления.

Было выполнено имитационное моделирование процесса управления пуском турбины № 19 Волжской ГЭС с помощью разработанной системы управления. Результаты моделирования приведены

на рис. 3 – 5. Выполненные исследования показали, что разработанная система управления частотой вращения ротора астатическая, величина перерегулирования не превышает 0,5%, а время регулирования $t_p < 60$ с.

Заключение

Разработана адаптивная система управления частотой вращения ротора ГТ при пуске. Она содержит нелинейную обучаемую модель ОУ, многомерный самонастраивающийся ПИ-регулятор переменного состояния (частоты вращения и углов установки лопаток направляющего аппарата и рабочего колеса) и модуль формирования задания регулятору.

Получены алгоритмы автоматической настройки параметров регулятора, определения требуемого закона поворота лопаток направляющего аппарата и формирования управляющих воздействий, оптимальных по квадратичному функционалу обобщенной работы.

Литература

1. Электрические станции и сети. Сборник нормативных документов. – М.: Из-во НЦ ЭНАС, 2006. – С. 50-52.
2. Красовский А.А. Некоторые актуальные проблемы науки управления // Изв. РАН. Теория и системы управления. – 1996. – № 6. – С. 5-14.
3. Гольцов А.С. Адаптивные системы автоматического управления нелинейными объектами. – Орел: Академия ФАПСи, 2001. – 156 с.
4. Фельдбаум А.А. Основы теории оптимальных автоматических систем. – М.: Наука, 1966. – 532 с.

Поступила в редакцию 18.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 519.8 : [621.452 : 681.5]

О.Д. ЛЯНЦЕВ¹, И.А.КАРИМОВ²¹*Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия*²*Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Россия*

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОНОМ ТРДД АИ-222

Предложен способ синтеза цифровой системы управления разгоном авиационного двухвального двигателя на основе разностного уравнения для ускорения частоты вращения ротора высокого давления, без использования производных выше первого порядка в динамической структуре системы управления. Приведены результаты математического моделирования САУ разгоном газогенератора ТРДД АИ-222.

приемистость, запуск, газотурбинный двигатель, система автоматического управления

Введение

В системах автоматического управления газотурбинными двигателями (САУ ГТД) в соответствии с техническим заданием на разработку, как правило, предусмотрен канал управления переменными режимами работы двигателя – запуском и приемистостью, воздействующий на расход рабочего топлива. Синтез САУ ГТД для переменного режима состоит из двух частей: из определения закона (оптимального) подачи топлива, обеспечивающего наилучшую приемистость и реализации полученного закона подачи топлива с помощью САУ. Выбранный закон изменения расхода топлива должен обеспечить максимально возможный крутящий момент турбокомпрессора и учитывать границы его устойчивой работы, а также ограничения по перегреву турбины и срыву пламени в камере сгорания. Из теории двигателей известно, что выбранную траекторию разгона можно аппроксимировать несколькими аналитическими выражениями (комплексами параметров), определяющими требуемый расход топлива при разгоне в зависимости от параметров рабочего процесса двигателя. Системы разгона, работающие по таким законам, позволяют более полно использовать возможности двигателя. Среди этих комплексов особое место занимают комплексы на базе функциональных зависимостей ускорения час-

тоты вращения ротора турбокомпрессора от различных двигательных параметров, поскольку они позволяют учитывать нестационарный характер характеристик двигателя и разгонять двигатель вдоль границы газодинамической устойчивости.

1. Решаемая задача

Пусть закон изменения подачи топлива известен и ставится задача его реализации с помощью имеющейся топливodoзирующей аппаратуры и, подлежащего определению, цифрового регулятора. Задача синтеза регулятора разгона является актуальной, поскольку всегда стремятся провести траекторию разгона как можно ближе к границе помпажа, поэтому неучтенные отклонения от расчетного закона дозирования топлива могут перевести двигатель в неустойчивую область работы, что недопустимо. Известная же структура такого регулятора на основе изодромного звена позволяет обеспечить точность выполнения заданной траектории разгона не превышающей 18% – 25% из-за необходимости с высокой точностью вычислять производные высоких порядков от частот вращения роторов. Так как современные САУ ГТД являются цифровыми, нужно использовать процедуру прямого цифрового синтеза регулятора, а не проводить его на базе аналогового прототипа, что также должно повысить точность

регулирования. Далее рассматривается метод синтеза дискретного регулятора разгона двигателя без использования производных двигательных параметров высокого порядка.

2. Модель объекта управления

Исходная математическая модель объекта управления (АИ-222) включает в себя динамическую модель газогенератора и модель топливодозирующей аппаратуры. Модель газогенератора представляет собой комплекс кусочно-линейных векторно-матричных уравнений, описывающих динамику двигателя в различных рабочих точках – от запуска двигателя до максимального режима.

Поскольку в промежутках между узловыми точками параметры модели газогенератора рассчитываются с помощью линейной интерполяции, то модель газогенератора можно представить в виде следующей системы нелинейных уравнений:

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \Delta \dot{n}_1(n_2) \\ \Delta \dot{n}_2(n_2) \\ \Delta \pi_k^*(n_2) \\ \Delta T_c^*(n_2) \end{pmatrix} &= A(n_2) \cdot \begin{pmatrix} \Delta n_1(n_2) \\ \Delta n_2(n_2) \\ \Delta G_t(n_2) \end{pmatrix}, \\ A(n_2) &= \begin{pmatrix} a_{11}(n_2) & a_{12}(n_2) & a_{13}(n_2) \\ a_{21}(n_2) & a_{22}(n_2) & a_{23}(n_2) \\ a_{31}(n_2) & a_{32}(n_2) & a_{33}(n_2) \\ a_{41}(n_2) & a_{42}(n_2) & a_{43}(n_2) \end{pmatrix}, \quad (1) \\ \Delta n_1(n_2) &= n_1 - n_1^{pr}(n_2), \\ \Delta n_2(n_2) &= n_2 - n_2^{pr}(n_2), \\ \Delta \pi_k^*(n_2) &= \pi_k^* - \pi_k^{*pr}(n_2), \\ \Delta T_c^*(n_2) &= T_c^* - T_c^{*pr}(n_2), \\ \Delta G_t(n_2) &= G_t - G_t^{pr}(n_2), \end{aligned}$$

где n_1 – частота вращения ротора низкого давления;

n_2 – частота вращения ротора высокого давления;

π_k^* – степень повышения давления воздуха за компрессором,

T_c^* – температура газов за турбиной низкого давления,

G_t – расход топлива, $n_1^{pr}, n_2^{pr}, \pi_k^{*pr}, T_c^{*pr}, G_t^{pr}$ – значения соответствующих параметров на статических режимах.

Модель топливодозирующей аппаратуры представляет собой модель насоса-дозатора, состоящего из сервомотора и дозирующей иглы со следующими передаточными функциями:

$$\begin{aligned} W_{np}(s) &= \frac{\Delta G_t(s)}{\Delta I(s)} = W_{cm}(s) \cdot W_{du}(s), \\ W_{cm}(s) &= \frac{\Delta \lambda(s)}{\Delta I(s)} = \frac{k_1}{s + \frac{1}{\tau_1}} = \frac{\tau_1 \cdot k_1}{\tau_1 \cdot s + 1}; \quad (2) \\ W_{du}(s) &= \frac{\Delta G_t(s)}{\Delta \lambda(s)} = \frac{k_2}{\tau_2 \cdot s + 1}, \end{aligned}$$

где s – оператор Лапласа;

$W_{np}(s)$ – передаточная функция насоса-регулятора;

$W_{cm}(s)$ – передаточная функция сервомотора;

$W_{du}(s)$ – передаточная функция дозирующей иглы;

$\Delta G_t(s)$ – изменение дозируемого расхода топлива (кг/ч);

$\Delta I(s)$ – изменение тока управления сервомотором (мА);

$\Delta \lambda(s)$ – изменение перемещения дозирующей иглы (мм).

Заданы значения параметров передаточных функций: $k_1 = (0,32 \pm 0,12)$ – коэффициент усиления сервомотора (мм/мА); $\tau_1 = (10 \pm 3)$ – постоянная времени сервомотора (с); $k_2 = (250_{-25}^{+50})$ – коэффициент усиления по расходу топлива (кг/ч·мм); $\tau_2 \leq 0,1$ – постоянная времени дозирующей иглы (с).

Модель стартера задается добавкой M_{cm} к параметру модели двигателя $\dot{n}_2$, величина которой рассчитывается по соотношению:

$$M_{cm} = 31,0 \cdot (18,2 - 0,0014n_2). \quad (3)$$

Стартер отключается при частоте вращения n_2 , равной 49%.

3. Синтез регулятора разгона

Для проведения синтеза цифрового канала разгона необходимо получить, на основе соотношений (1), разностное уравнение для двигательного параметра $\dot{n}_2$. Частота выдачи управляющего воздействия в цифровой САУ принята равной 40 Гц, т.е. $\tau=0,025$ с.

Для разработки цифрового регулятора разгона, по методике, изложенной в [1], была получена дискретная модель двигателя, включающая разностное уравнение для параметра $\Delta \dot{n}_2$, подлежащего регулированию:

$$\begin{bmatrix} \Delta n_1(i+1) \\ \Delta n_2(i+1) \\ \Delta \pi_k^*(i+1) \\ \Delta T_e^*(i+1) \\ \Delta \dot{n}_2(i+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11}^d(i) & a_{12}^d(i) & a_{13}^d(i) \\ a_{21}^d(i) & a_{22}^d(i) & a_{23}^d(i) \\ a_{31}^d(i) & a_{32}^d(i) & a_{33}^d(i) \\ a_{41}^d(i) & a_{42}^d(i) & a_{43}^d(i) \\ a_{51}^d(i) & a_{52}^d(i) & a_{53}^d(i) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta n_1(i) \\ \Delta n_2(i) \\ \Delta G_t(i) \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$\Delta n_1(i) = n_1(i) - n_1^{pr}(i),$$

$$\Delta n_2(i) = n_2(i) - n_2^{pr}(i),$$

$$\Delta \pi_k^*(i) = \pi_k^*(i) - \pi_k^{*pr}(i),$$

$$\Delta T_e^*(i) = T_e^*(i) - T_e^{*pr}(i),$$

$$\Delta G_t(i) = G_t(i) - G_t^{pr}(i).$$

Согласно процедуре синтеза дискретной системы управления [1], для получения разностного уравнения регулятора разгона необходимо воспользоваться выражением для параметра $\Delta \dot{n}_2(i+1)$ из (4).

Расчет текущего значения $\dot{n}_2(i)$ целесообразно проводить методом простой разности, поскольку при разгоне двигателя значение производной частоты вращения значительно превосходит значение продифференцированных шумов измерения частоты вращения роторов двигателя.

В результате проведенной процедуры синтеза получено следующее разностное уравнение регулятора:

$$\begin{aligned} \delta G_t(i) = & \frac{[\dot{n}_2^{pr}(i) - \dot{n}_2(i)] \cdot h}{a_{53}^d(i)} - \\ & - \frac{a_{51}^d(i) \cdot [n_1(i) - n_1(i-1)]}{a_{53}^d(i)} + \\ & + \frac{a_{52}^d(i) \cdot [n_2(i) - n_2(i-1)]}{a_{53}^d(i)}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$L_{du}^{pr}(i) = L_{du}^{pr}(i-1) + \delta G_t(i) / k_2. \quad (6)$$

Уравнение (5) определяет необходимое изменение расхода топлива $\delta G_t(i)$ на i -м такте управления, чтобы ликвидировать возникшее рассогласование $\dot{n}_2^{pr}(i) - \dot{n}_2(i)$ между заданным значением ускорения вращения ротора высокого давления и его текущим значением. Уравнение (6) определяет новое положение дозирующей иглы, при котором будет обеспечиваться требуемый расход топлива. Параметр h , включенный в состав уравнения (5), выполняет функцию настраиваемого коэффициента усиления.

Структурная схема регулятора разгона представлена на рис. 1.

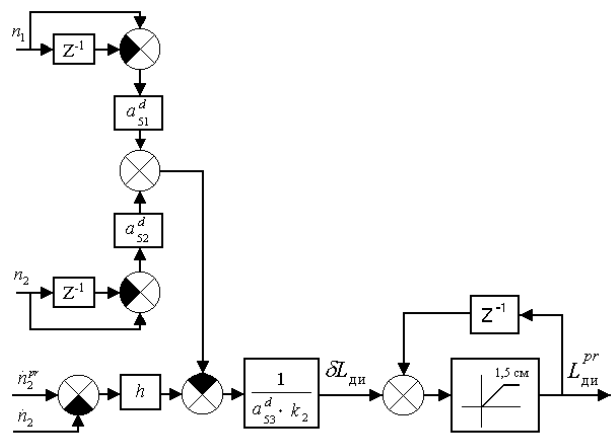


Рис. 1. Структурная схема регулятора разгона

Параметры $a_{51}^d, a_{52}^d, a_{53}^d$ в (5) являются коэффициентами нелинейной дискретной модели двигателя для параметра $\Delta \dot{n}_2(i+1)$ и зависят от режима рабо-

ты и внешних условий. Зависимость $a_{51}^d, a_{52}^d, a_{53}^d$ от внешних условий выражается известными соотношениями газодинамического подобия [2]. Зависимость $a_{51}^d, a_{52}^d, a_{53}^d$ от режима работы в диапазоне от запуска до максимала была аппроксимирована полиномами третьего порядка.

4. Разработка канала управления сервомотором

Вследствие того, что постоянная времени сервомотора ($\tau_1 = 10$ с) на два порядка больше по сравнению с постоянной времени дозирующей иглы ($\tau_2 = 0,1$ с), необходимо ее скомпенсировать, чтобы обеспечить малое значение времени регулирования ($t_p \leq 1$ с). Кроме того, значительный разброс возможных значений коэффициента передачи k_1 и постоянной времени τ_1 делают необходимым обеспечить нечувствительность системы к этим факторам, например, путем создания канала управления сервомотором насоса-регулятора.

В структуре канала управления сервомотором расхода топлива целесообразно использовать информацию о положении дозирующей иглы, так как в составе топливоподогревающего агрегата имеется датчик, измеряющий этот параметр. Использование обратной связи является обычным решением поставленной задачи.

В структуре канала управления в связи с его особенностями реализации в цифровой аппаратуре присутствует задержка 0,052 с при передаче сигнала о положении иглы по информационно-измерительным каналам. Структурный и параметрический синтез проводился по процедуре, изложенной в [1], и состоял из двух этапов. Первый этап заключался в получении дискретной модели сервомотора при временной дискретизации равной величине 0,052 с. Этот этап позволил определить структуру канала и его основные параметры. На втором этапе структура и параметры регулятора были скорректированы та-

ким образом, чтобы обеспечить требуемые запасы устойчивости и отсутствие перерегулирования для всех возможных сочетаний значений параметров модели сервомотора. Для этого используются два форсирующих звена – в прямой цепи и в цепи обратной связи.

В структуру канала также включено функциональное звено, компенсирующее наличие зоны нечувствительности в модели сервомотора (рис. 2).

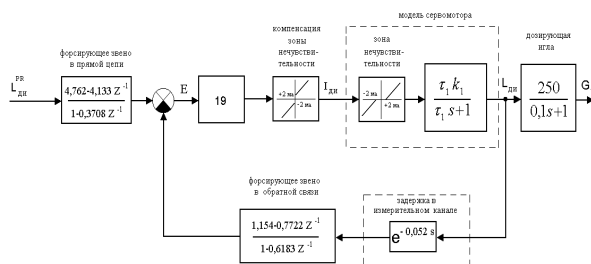


Рис. 2. Структурная схема канала управления сервомотором

Форсирующее звено в прямой цепи компенсирует общую инерционность сервомотора и дозирующей иглы.

Форсирующее звено в цепи обратной связи устраняет перерегулирование переходного процесса при больших значениях коэффициента передачи сервомотора и малых значениях его постоянной времени.

5. Математический эксперимент

Синтезированная система управления разгоном исследовалась с помощью моделирования переходных процессов на цифровых моделях системы управления. Цифровая модель содержала объект управления, описываемый уравнениями (1), разработанный канал управления сервомотором и синтезированный регулятор разгона.

На первом этапе проводились исследования разработанного канала управления сервомотором. Программа исследований включала изучение влияния на качество переходных процессов и запасов устойчивости параметров канала и временного запаздывания в информационно-измерительных каналах.

Основные характеристики разработанной схемы: переходные процессы монотонные без перерегулирования во всем диапазоне изменения параметров сервомотора, их длительность $0,17\text{с} - 0,6\text{с}$, запасы устойчивости по коэффициенту усиления $10,6\text{дБ} - 16,7\text{дБ}$, по фазе $68,6\text{гр} - 80,3\text{гр}$, что соответствует требованиям технического задания.

Для дальнейшего повышения нечувствительности характеристик канала управления к изменению параметров сервомотора целесообразно использовать алгоритм пассивной адаптации канала к изменяющимся характеристикам сервомотора.

На втором этапе исследований поводилось моделирование процессов запуска и разгона двигателя до максимального режима для изучения влияния параметров системы на точность выполнения заданной программы регулирования.

На рис. 3 представлен график изменения заданного значения (прерывистая линия) и текущего значения ускорения частоты вращения ротора высокого давления при $h = 0,25$. Колебательный характер процесса в конце приемистости вызван возмущениями по производной при переходе с одной кусочно-линейной модели на другую.

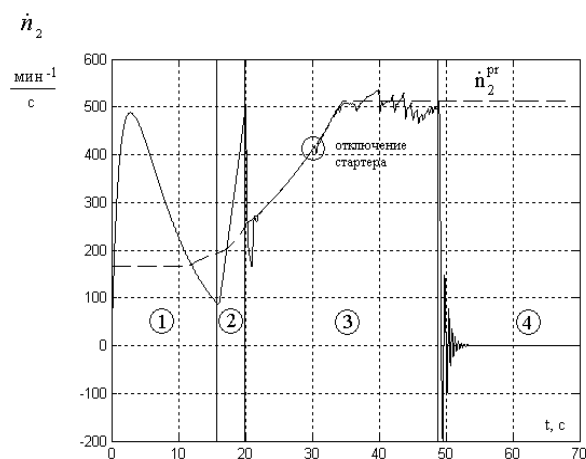


Рис. 3. Переходной процесс по $\dot{n}_2$ при запуске и разгоне двигателя

На графике выделены четыре основных этапа циклограммы запуска: 1-й – от 0 с до 16 с – раскрут-

ка стартером, 2-й – от 16 с до 20 с – розжиг камеры сгорания, 3-й – с 20 с до 49 с – работа канала разгона, 4-й – с 49 с по 64 с – работа канала повышения степени давления за компрессором π_k^* .

Эксперимент показывает, что погрешность регулирования ускорения частоты вращения ротора высокого давления не превышает 1%.

Заключение

Разработана структурная схема и определены параметры цифрового регулятора ускорения частоты вращения ротора высокого давления ТРДД АИ-222, в алгоритме функционирования которого отсутствует необходимость вычислять производные высоких порядков для обеспечения высоких динамических характеристик. Из-за особенностей используемой топливodosирующей аппаратуры разработана и исследована структура и определены параметры канала управления сервомотором для применения в канале разгона. Исследованы характеристики канала регулирования ускорения частоты вращения ротора высокого давления. Показано, что погрешность регулирования ускорения частоты вращения не превышает 1%.

Литература

1. Лянцев О.Д. Синтез цифровых многосвязных систем управления ГТД методами нелинейного программирования. – Уфа: Научное издательство «Башкирская энциклопедия», 2001. – 197 с.
2. Любомудров Ю.В. Применение теории подобию при проектировании систем управления ГТД. – М.: Машиностроение, 1971. – 200 с.

Поступила в редакцию 21.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.7.03.001

И.Е. КИТАЙЧУК, Б.В. ОСТРОУМОВ, Н.Ф. СИДОРЕНКО

ИТ СКБ “ПОЛИСВИТ” филиал ГНПП “Объединение Коммунар”, Харьков, Украина

ОБЕСПЕЧЕНИЕ АКТИВНОЙ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ САУ ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДСТВ ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ

Рассмотрены различные подходы к обеспечению отказоустойчивости систем управления. Предложены мероприятия в рамках системного подхода при создании отказоустойчивых систем автоматического управления ГТД.

безопасность, отказ, обеспечение отказоустойчивости, активная отказоустойчивость, структурный подход, алгоритмический подход, системный подход, диагностирование, реконфигурация, восстановление работоспособности

Введение

Актуальным требованием к создаваемым системам автоматического управления (САУ) динамическими объектами является требование обеспечения безопасности, живучести, сохранения необходимого качества функционирования при возникновении аварийных ситуаций.

В области проектирования САУ известно несколько направлений по обеспечению требуемого уровня безопасности и живучести.

Наиболее перспективным является направление, которое связано с расширением традиционных функциональных возможностей САУ путем введения искусственных интеллектуальных функций, в частности, способности самодиагностирования и самовосстановления при аварийных состояниях объекта управления или элементов самой САУ. Такая способность получила название активной отказоустойчивости [1].

1. Постановка проблемы. Отказоустойчивость систем управления

Наиболее сложным представителем динамических объектов является летательный аппарат (ЛА). Существенно повысить безопасность ЛА, а следовательно, и всего класса динамических объектов, воз-

можно с применением таких систем управления, в которых негативное влияние внештатных ситуаций было бы сведено к минимуму. Традиционные методы управления не обеспечивают требуемой эффективности формирования управлений в условиях: недостаточности априорной информации о состоянии внешней и внутренней среды функционирования; большого количества трудно учитываемых факторов, их нестационарного и субъективного характера; изменчивости целей и критериев качества управления вследствие деградации (отказов, аварий) или целенаправленной реконфигурации. Для таких задач было бы естественно использовать отказоустойчивые системы управления. Развитие принципов отказоустойчивого управления было обусловлено усложнением технических объектов и процессов, требующих управления, а также повышением требований к их безопасности, надежности, конкурентоспособности. Классические замкнутые контуры управления (с помощью принципа управления по отклонению) для сложного процесса или технического объекта могут привести к неудовлетворительному качеству или даже нестабильности при возникновении отказов в приводах, датчиках или других компонентах системы.

Отказоустойчивая система автоматического управления по своей сути является системой управ-

ления, наделенной интеллектуальной надстройкой, обеспечивающей выполнение системой своих функций в нестандартных ситуациях – при возникновении отказов в элементах системы управления.

2. Анализ подходов к обеспечению отказоустойчивости системы управления

По степени интеллектуальности отказоустойчивой системы управления различают пассивную и активную отказоустойчивость [2].

При пассивной отказоустойчивости систему управления разрабатывают таким образом, чтобы эта система оставалась нечувствительной к отказам. В основе подхода лежит использование принципа структурной избыточности, согласно которому исходную систему управления, содержащую только необходимые элементы и связи, дополняют новыми, то есть избыточной структурой. Характерной особенностью таких систем управления является отсутствие диагностирования, что снижает эффективность обеспечения отказоустойчивости.

При активной отказоустойчивости различают этапы диагностирования технического состояния объекта и парирования отказа одним из выбранных методов с учетом результатов диагностирования. При обеспечении активной отказоустойчивости имеют место элементы искусственного интеллекта – диагностирование технического состояния, выбор алгоритма управления, выбор ресурса восстановления. Таким образом обеспечивается выполнение условий диагностируемости и восстанавливаемости САУ, то есть существует возможность определения технического состояния с заданной точностью и глубиной, а также возможность восстановления работоспособности системы управления.

По используемым методам различают структурный, алгоритмический и системный подходы к отказоустойчивости.

Структурный подход можно отождествить с пассивным подходом к отказоустойчивости, в основе

которого лежит использование принципа структурной избыточности. Наиболее широко известным способом введения структурной избыточности является мажоритарное резервирование, обеспечивающее эффективную устойчивость к внезапным отказам. Но отсутствие при этом процедур диагностирования приводит к применению для восстановления работоспособности системы управления однотипных каналов, которые не изменяются при появлении отказов и, следовательно, их не учитывают.

Алгоритмический подход базируется на разработке избыточных алгоритмов, использующих для достижения поставленной цели функционирования различные управляющие воздействия и управляемые переменные создаваемой системы. В свою очередь, формирование алгоритмов отказоустойчивого управления требует решения целого комплекса задач, связанных с необходимостью учета разнообразных видов отказов в условиях высокой степени неопределенности условий функционирования и характеристик надежности и, кроме того, обусловленных многообразием форм и способов введения избыточности [1].

Системный подход назван так в силу использования системной самоорганизации и комплексного применения арсенала различных средств для сохранения работоспособности системы при отказах функциональных элементов. Отличие системного подхода заключается в том, что для решения проблемы отказоустойчивости применяют основные принципы и результаты современной теории автоматического управления к построению адаптивных самоорганизующихся систем, а также методы диагностирования систем на основе модельно-ориентированных методов.

3. Особенности системного подхода к обеспечению отказоустойчивости САУ

Системный подход к обеспечению отказоустойчивости порождает иерархическую двухуровневую структуру отказоустойчивой системы [3].

Совокупность исполнительного устройства, объекта управления, датчиков и устройства управления решает традиционную задачу, относящуюся к первому уровню управления. Система первого уровня при отсутствии отказов функционирует согласно заданию, будучи эквивалентной традиционной системе управления по структуре и выполняемым функциям.

Цель второго уровня управления, называемого интеллектуальной надстройкой, заключается в обеспечении работоспособности основной системы управления при возникновении в ней отказов. На втором иерархическом уровне решают следующие задачи: обнаружение отказа, установление класса отказа и определение вида отказа.

Факт появления отказа устанавливается, когда текущие значения признаков выйдут за допустимые пределы изменения, а факт наличия отказа определяется, если значения признаков находятся за пределами допуска. Такова содержательная суть обнаружения отказов в динамических системах. В любой процедуре обнаружения отказов присутствуют в той или иной форме следующие элементы: 1) воспроизведение эталонного поведения контролируемых переменных; 2) сравнение контролируемых переменных системы с эталонными; 3) формирование допусков для результатов сравнения; 4) классификационная обработка результатов сравнения.

Классификационная обработка сформированных допусков производится по разностному сигналу. В общем случае вектор косвенных признаков $\Delta y(k)$ описывается выражением:

$$\Delta y(k) = f[u(k), \tilde{y}(k), \Delta \gamma_i, y_0, \gamma], \quad (1)$$

где $u(k)$ – вектор управляющих воздействий системы;

$\tilde{y}(k)$ – вектор возмущенного движения системы;

$\Delta \gamma_i, i=1, \mu$ – прямые признаки появления отказов;

y_0 – ненулевые начальные условия;

γ – вектор диагностических параметров появления отказов с учетом их разброса.

В результате такого глубокого диагностирования

формируется информация, достаточная для решения задач восстановления работоспособности САУ [4]. Если возникший вид отказа может быть компенсирован соответствующим изменением параметров регулятора или формированием определенного дополнительного сигнала управления, то решают соответственно задачи параметрической или сигнальной подстроек. Для некомпенсируемых отказов решают задачи реконфигурации алгоритмов или аппаратуры в зависимости от места отказа и имеющейся избыточности [3].

В системном подходе предполагается, что задачи диагностирования и восстановления работоспособности САУ решают с помощью надежных средств, отказоустойчивость которых обеспечивают на стадии их разработки и эксплуатации.

4. Решение проблемы. Использование системного подхода

Наиболее ответственным и в то же время наименее разработанным этапом синтеза САУ является обоснованный выбор структуры системы управления. С одной стороны, существует широкое разнообразие возможных вариантов структурных схем САУ. С другой стороны, для сравнения САУ с различными структурами необходимо выбрать критерии оценки. Существенную роль здесь играет опыт проектировщиков [5].

Требования обеспечения высокой степени отказоустойчивости аппаратуры с учетом ограничений по массовым и габаритным характеристикам определили необходимость применения нестандартных решений при разработке САУ [6]. При обосновании выбора структуры системы управления использованы принципы обеспечения активной отказоустойчивости САУ динамическими объектами с применением диагностирования технического состояния, выбора ресурса восстановления и выбора алгоритма управления [7]. Логическая часть САУ реализована в виде микропроцессорного устройства и устройства для обнаружения сбоев цифровой системы. Микропроцессорное устройство относится к первому

уровню управления, решает традиционные задачи обмена информацией по каналам связи с датчиками, исполнительными устройствами, устройством управления более высокого уровня и объектом управления.

Устройство для обнаружения сбоев цифровой системы относится ко второму уровню управления и обеспечивает работоспособность системы управления при возникновении в ней отказов.

В состав устройства для обнаружения сбоев цифровой системы входят интерфейсный блок и узел контроля, которые решают задачи диагностирования и восстановления работоспособности САУ.

Интерфейсный блок представляет собой устройство диагностирования микропроцессорного устройства, выполняющее задачи обнаружения и классификации отказов.

Узел контроля представляет собой трехканальное устройство формирования импульсов синхронизации всех устройств, приема сигналов контроля и

формирования сигналов управления микропроцессорного устройства.

Устройство обнаружения сбоев цифровой системы обеспечивает выполнение следующих задач:

- формирование рабочих циклов устройства с перезапуском центрального процессора в каждом цикле;
- фиксацию наличия сбоя в каждом рабочем цикле;
- блокировку смены команд в случае обнаружения сбоя;
- контроль выданных в предыдущем цикле команд;
- формирование признаков реконфигурации алгоритмов;
- отключение микропроцессорного устройства в аварийной ситуации.

Структурная схема устройства для обнаружения сбоев цифровой системы представлена на рис. 1.

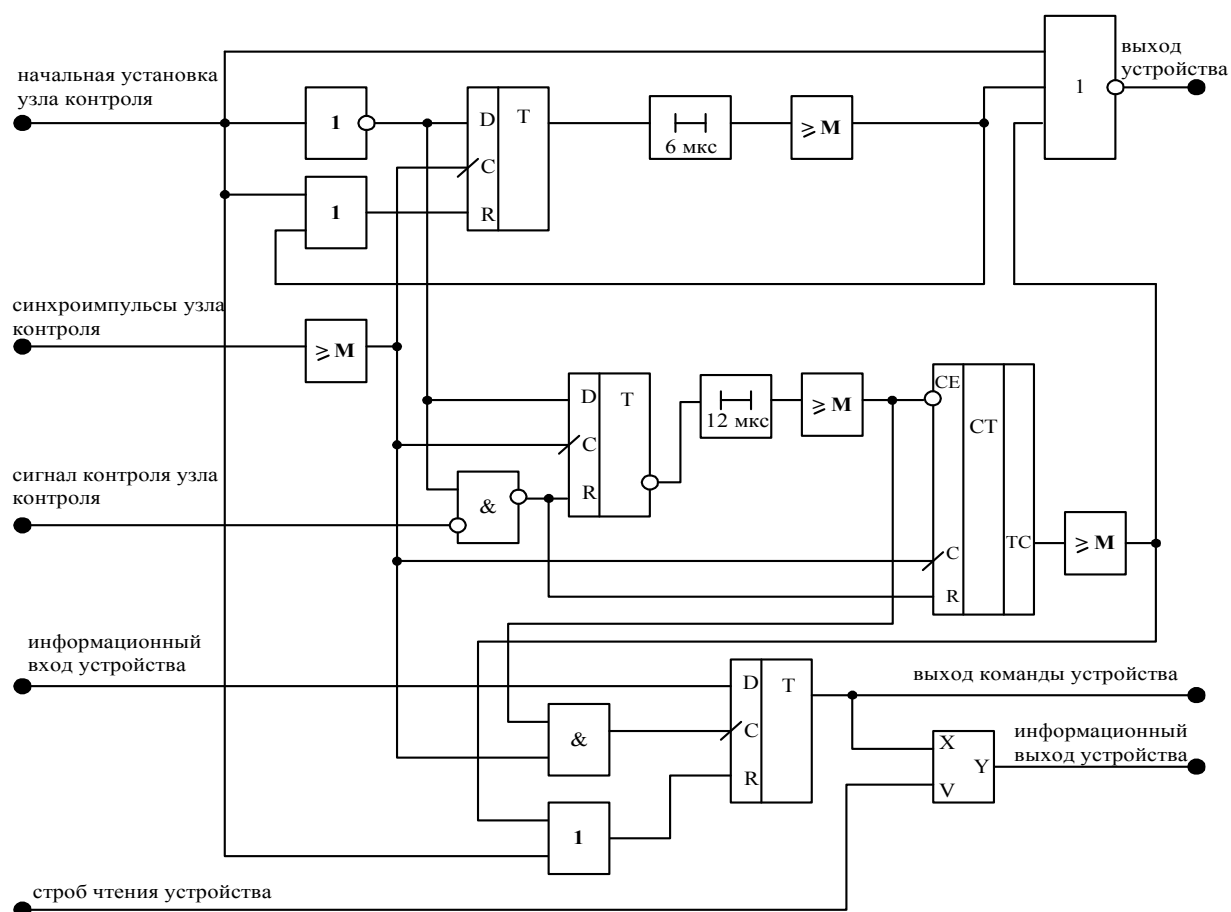


Рис. 1. Структурная схема устройства для обнаружения сбоев цифровой системы

Данное устройство для обнаружения сбоев цифровой системы, имеющее положительное решение о выдаче Патента Украины по заявке № 20040604869 от 21.06.2004, позволяет повысить отказоустойчивость цифровой системы за счет предотвращения распространения последствий сбоя на продолжение выполнения системой своих функций и парирования действия константных отказов.

Заключение

Анализируя результаты работы отказоустойчивой САУ ГТД, следует отметить, что система управления, построенная с применением системного подхода к обеспечению активной отказоустойчивости, несколько уступая мажоритарной схеме по временным параметрам, имеет наилучшие результаты по массогабаритным характеристикам, энергопотреблению, стоимости.

Указанные преимущества свидетельствуют о целесообразности использования систем управления со свойством активной отказоустойчивости при проектировании систем автоматического управления динамическими объектами.

Это подтверждено результатами разработки САУ ГТД, в результате которой создано устройство для обнаружения сбоев цифровой системы, позволившее расширить область применения системного подхода для обеспечения активной отказоустойчивости.

Для отработки алгоритмов и программного обеспечения был создан полунатурный стенд, включающий в себя реальный цифровой регулятор и математическую модель ГТД на ПЭВМ. Стенд позволяет имитировать отказы в системе и наблюдать реакцию на них.

Эффективность предложенных мероприятий в рамках системного подхода к обеспечению активной отказоустойчивости САУ подтверждена результатами натурных испытаний в составе двигателя на испытательном стенде.

Структура отказоустойчивой системы автоматического управления газотурбинного двигателя и выбранные инструментальные средства ее реализации обеспечивают достаточный уровень отказоустойчивости и, следовательно, могут быть использованы для всего класса динамических объектов.

Литература

1. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – Вип. 15. – С. 18-31.
2. Гришин Ю.П., Казаринов Ю.М. Динамические системы, устойчивые к отказам. – М.: Радио и связь, 1985. – 176 с.
3. Кулик А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т "ХАИ"; Бизнес информ, 2000. – 260 с.
4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко, Г.Г. Грабовский, В.А. Дюков, С.А. Кузьменко, Н.А. Рюмшин, А.А. Самецкий. – К.: Техника, 1998. – 312 с.
5. Бесекерский В.А., Изранцев В.В. Системы автоматического управления с микроЭВМ. – М.: Наука, 1987. – 320 с.
6. Авраменко А.Ф., Борушко Ю.М., Вартанян В.М. Цифровые системы автоматического управления самолетов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. – 79 с.
7. Жуков М.В., Карибский В.В. Выбор методов и средств диагностирования и восстановления с учетом экономической целесообразности // *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика*. – 2001. – № 3. – С. 54-62.

Поступила в редакцию 23.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.С. Харченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.454

С.Н. ЛАРЬКОВ

ИТ СКБ “ПОЛИСВИТ” филиал ГНПП “Объединение Коммунар”, Харьков, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПУВРД С ЭЖЕКТОРНЫМ УСИЛИТЕЛЕМ ТЯГИ

Рассмотрены результаты моделирования пульсирующего воздушно-реактивного двигателя с эжекторным усилителем тяги.

комплексно-сопряженная модель, моделирование, нестационарный эжектор, пульсирующий воздушно-реактивный двигатель

Введение

Специфика аэродинамики легких и сверхлегких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) с взлетным весом менее 100 кг приводит к требованию повышенной тяговооруженности по сравнению с полноразмерными летательными аппаратами в целевом скоростном диапазоне. Учитывая жесткие требования к миниатюризации бортовых систем и агрегатов, вытекающей из этого требования простоты конструкции и рабочего процесса, альтернативы двигателям прямой реакции на легких БЛА с крейсерской скоростью свыше 100 м/с не предвидится.

Интерес к реактивным двигателям, в той или иной мере использующим сгорание при постоянном объеме, проявляется периодически. В случае пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД) и его ближайшего аналога – пульсирующего детонационного двигателя (ПудД) катализатором роста интереса послужило развитие БЛА легкого класса.

Вместе с тем следует отметить, что пропульсивный КПД известных двигательных установок (ДУ) прямой реакции (микро-ТРД, ПуВРД) составляет величину порядка 0,2, что наряду с низким термодинамическим КПД вследствие масштабного вырождения рабочего процесса определяет чрезвычайно большие расходы топлива и, как следствие, малую продолжительность полета БЛА.

Для ПуВРД существует также весьма специфичная проблема защиты ЛА от воздействия излучения нагретых до высокой температуры (до 700°C) частей двигателя, что определяет требования к компоновке ЛА (размещение ДУ на пилонах) и необходимость повышения удельной лобовой тяги.

Классический метод повышения эффективности ДУ путем передачи части энергии от реактивной струи окружающей среде с помощью турбовентилятора малоперспективен вследствие низкого КПД турбомашин в рассматриваемом размерном диапазоне, что и послужило толчком к применению эжекторных усилителей тяги (ЭУТ) как в ПуВРД, так и в миниатюрных ТРД [1].

1. Постановка задачи исследования

1.1. Рабочий процесс в пульсирующем ВРД.

Проводимые с середины 30-х гг. XX века исследования рабочего процесса ПуВРД привели к созданию целостной картины термогазодинамических процессов в ПуВРД с входным клапаном, ключевыми явлениями в котором являются [6]:

- 1) периодическое поступление в камеру сгорания (КС) рабочей смеси;
- 2) сжатие рабочей смеси отраженной волной предыдущего цикла;
- 3) высокоскоростное сгорание рабочей смеси в КС и формирование новой волны сжатия, распро-

страняющейся по резонансной трубе (РТ).

Следует отметить, что вследствие формирования в резонансной трубе обратного течения и подсоса свежего воздуха, рабочий процесс в ПуВРД характеризуется определенной «степенью двухконтурности». Влияние этого фактора на эффективность рабочего процесса определяется соотношением двух конкурирующих эффектов: ростом потерь в гидравлическом тракте вследствие реверсирования потока и повышением КПД ДУ в целом вследствие роста пропульсивного КПД.

1.2. Особенности рабочего процесса в нестационарном эжекторе. В отличие от стационарного эжектора, где общепризнанным механизмом взаимодействия потоков считается турбулентный обмен массой, импульсом и энергией, для нестационарного режима работы эжектора на первый план выходят процессы энергомассообмена с участием крупномасштабных вихревых структур [2], а также волновых процессов [5]. Невязкий характер взаимодействия приводит к существенному росту КПД процессов смешения, который достигаем величин порядка 0,7, при этом прирост тяги может достигать 120–140% [5].

Эффективность нестационарного эжектора существенно зависит от геометрических размеров проточной части, а также от параметров активной струи, в частности – от формы импульса и скважности процесса. На основании экспериментальных данных в [3] предложена модель, описывающая процесс в нестационарном эжекторе как взаимодействие сформированного одиночного вихря, окружающей среды и элементов конструкции эжектора.

1.3. Синтез объекта исследования. В зависимости от расположения среза сопла активного газа, возможно разделение схем ЭУТ на «открытые», в которой срез сопла находится перед губой воздухозаборника эжектора [7], и «закрытые», в которой срез сопла находится перед камерой смешения эжектора [2].

В ходе синтеза общей схемы ПуВРД с ЭУТ желательное решение комплекса задач:

1. Экранирование высокотемпературных зон камеры ПуВРД от элементов конструкции летательного аппарата обечайкой эжектора.
2. Организация охлаждения элементов газового тракта ПуВРД потоком эжектированного воздуха.
3. Снижение потерь «на удар» в эжекторе (переход на многоступенчатую схему эжектирования).
4. Использование для продувки камеры сгорания ПуВРД инерции газового потока как в резонансной трубе, так и в элементах эжектора.

Схема синтезированной проточной части ПуВРД (заявка на изобретение а2007 03930) с ЭУТ представлена на рис. 1.

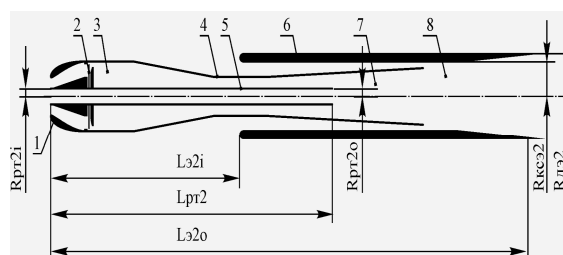


Рис. 1. Схема ПуВРД с ЭУТ

- 1 – воздухозаборник,
- 2 – клапан,
- 3 – камера сгорания,
- 4 – РТ,
- 5 – РТ первичного эжектора,
- 6 – входное устройство вторичного эжектора,
- 7 – камера смешения первичного эжектора,
- 8 – камера смешения вторичного эжектора

1.4. Задача исследования. Задачами исследования явились:

1. Оптимизация геометрических характеристик проточной части ПуВРД с ЭУТ. Целевой функцией оптимизации являлась удельная лобовая тяга ДУ.
2. Определение степени влияния геометрии проточной части на параметры ПуВРД с ЭУТ.
3. Оценка высотно-скоростных характеристик ПуВРД с ЭУТ в диапазоне скоростей 0-150 м/с у земли.

2. Математическая модель рабочего процесса

В данной работе использована модель рабочего процесса в ПуВРД из [6], где в качестве системы уравнений газовой динамики взяты уравнения Эйлера в дифференциальной векторной форме:

$$\frac{\partial(\rho F)}{\partial t} = \sum_{n=0}^M \Lambda_n, \quad (1)$$

где $\Lambda_o = -\vec{\nabla} \vec{\Phi} - \frac{1}{x_1} \rho w_1 F$ – фактор конвективной изменчивости течения;

$$\left\langle \Lambda_n = \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} F \right)_n, n=1, \dots, M_M \right\rangle - \\ \vee \left\langle \Lambda_n = \Delta_n, n=M_M+1, \dots, M \right\rangle$$

факторы групп ИС;

$$F = \{1, \omega, \omega_z, \omega_z \bar{t}, S, w_1, w_2, w_3, \varepsilon^o\} - \text{обобщенный}$$

поточный вектор;

$\Phi_k = \rho F w_k + p \{0, 0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k\}$ – потоковые матрицы;

$$\Delta_{(m)} = \left\{ \begin{array}{l} 0, \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t}, \frac{\partial(\rho \omega_z)}{\partial t}, \frac{\partial(\rho \omega_z \bar{t})}{\partial t}, \\ \frac{\partial(\rho S)}{\partial t}, f_1, f_2, f_3, \frac{\partial(\rho \varepsilon^o)}{\partial t} \end{array} \right\} - \text{объемные}$$

интенсивности ИС, не связанные с конвекцией среды.

3. Ход исследования и полученные результаты

В ходе решения задачи исследования особое внимание было уделено определению формы поверхности целевой функции, для чего были построены одномерные и двумерные сечения целевой функции.

На рис. 2 представлено поведение целевой функции в зависимости от координаты размещения торца резонансной трубы первичного эжектора.

Резкое падение тяги при уменьшении длины объясняется забросом недорасширенных высоко-

температурных продуктов сгорания их истечением против полета.

На рис. 3 представлено поведение целевой функции в зависимости от геометрии РТ первичного эжектора (радиусов воздухозаборника и сопла РТ первичного эжектора).

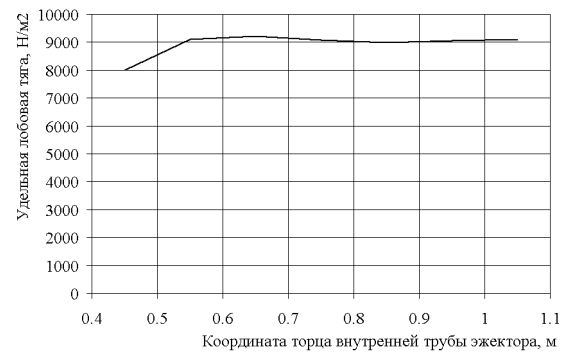


Рис. 2. Сечение целевой функции линией $L_{pt2} = \text{var}$

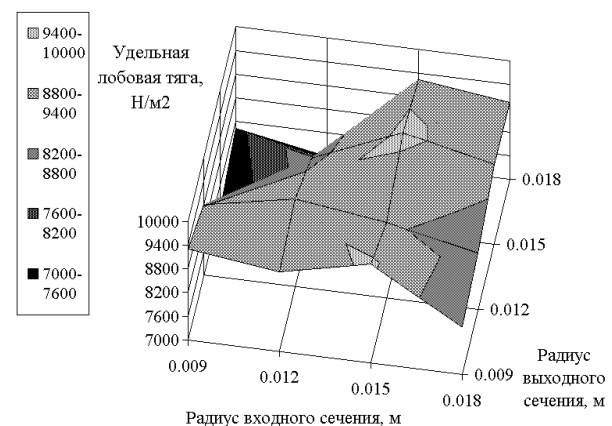


Рис. 3. Сечение целевой функции плоскостью $R_{pt2i} = \text{var}, R_{pt2o} = \text{var}$

На рис. 4 представлено поведение целевой функции в зависимости от радиуса камеры смешения вторичного эжектора.

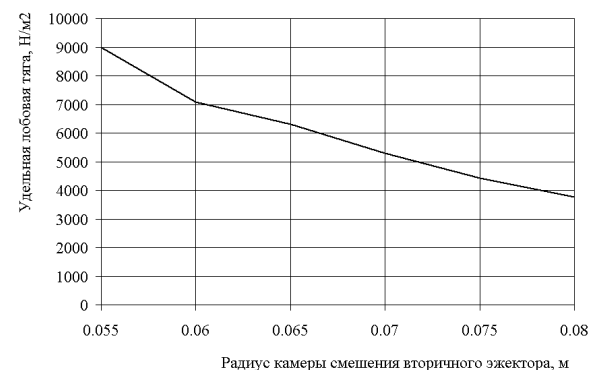


Рис. 4. Сечение целевой функции линией $R_{kcз2} = \text{var}$

На рис. 5 представлена абсолютная тяга ДУ как функция радиуса камеры смещения.

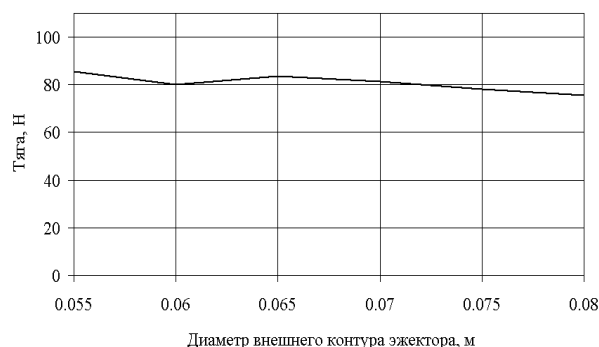


Рис. 5. Абсолютная тяга ДУ как функция $R_{кс2}$

Появление локального максимума абсолютной тяги при $R_{кс}=0,065$ м свидетельствует о важности роли вихревого обмена в нестационарном эжекторе вследствие развития торового вихря. Эффект от совершенствования процесса смешения может нивелироваться ростом сопротивления вследствие увеличения миделя ДУ.

Рис. 5 представляет поведение целевой функции сечения «координата ВУ вторичного эжектора – координата сопла вторичного эжектора».

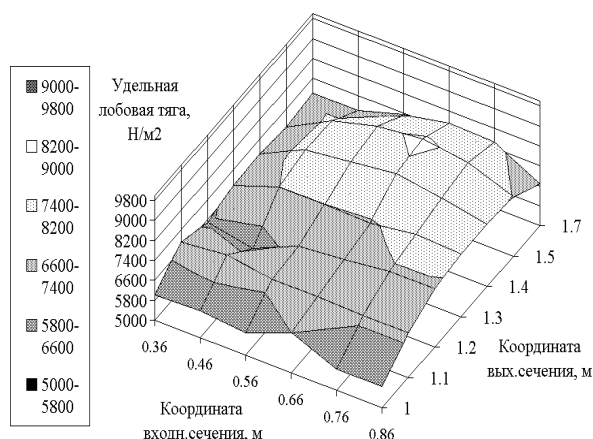


Рис. 6. Сечение целевой функции плоскостью $L_{z2i} = \text{var}, L_{z2o} = \text{var}$

Наличие зон максимума и локального минимума свидетельствуют о существенном влиянии волновой картины течения на характеристики ДУ. Достаточно гладкое поведение целевой функции в области экстремума свидетельствует о факте «самонастройки»

волнового процесса в эжекторе. Интересно отметить, что для некоторых конфигураций ЭУТ наблюдалось явление «биений», при котором параметры рабочего процесса в ПуВРД изменялись с периодом, равным трем-пяти периодам основной рабочей частоты, причем средние параметры изменялись незначительно, что свидетельствует о преимущественном механизме передаче энергии в эжекторе вследствие взаимодействия вихревых структур.

На рис. 7 представлено влияние диффузорности вторичного эжектора на абсолютную тягу ДУ. Как видно из рисунка, небольшая диффузорность положительно сказывается на абсолютной тяге.

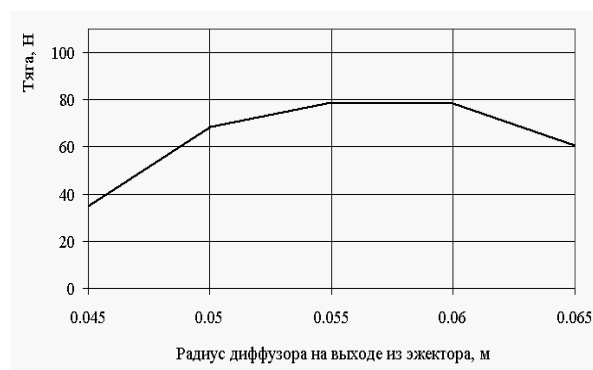


Рис. 7. Абсолютная тяга как функция $R_{дэ2}$

На рис. 8 и 9 представлены тяга и удельный расход горючего ПуВРД с ЭУТ, оптимизированных для различных режимов полета, как функция скорости полета ЛА.

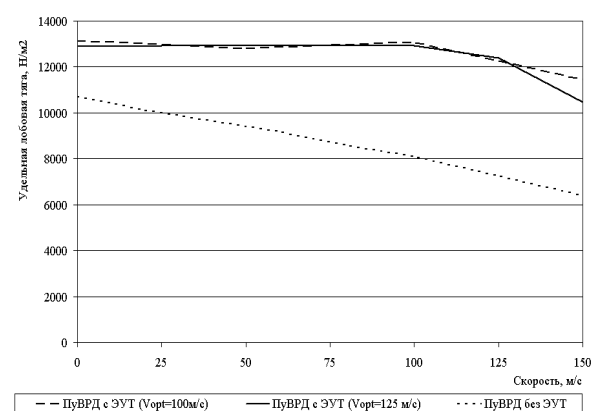


Рис. 8. Удельная лобовая тяга вариантов ДУ

Как видно из сравнения рис. 8 и 9, ЭУТ может создавать до 40% реактивной тяги на расчетном ре-

жиме, при этом уменьшение удельного расхода горючего до 50% достигается не только вследствие повышения тяги за счет использования присоединенных масс, но и за счет совершенствования внутрикамерных процессов ПуВРД.

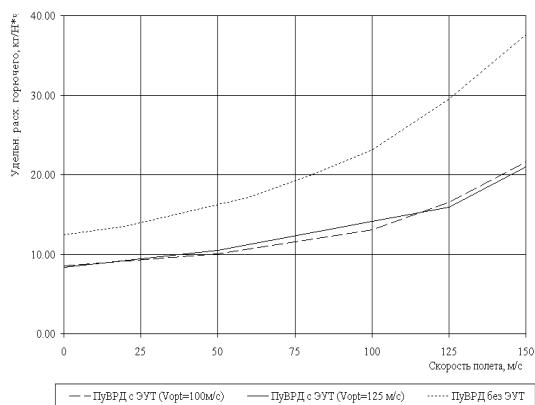


Рис. 9. Удельный расход горючего вариантов ДУ

Выводы

1. ЭУТ нестационарного типа при соответствующем подборе геометрических параметров обладают весьма благоприятными скоростными характеристиками и могут эксплуатироваться в диапазоне скоростей от 0 до $M=0,5$ и выше.

2. В диапазоне скоростей до $M=0,5$ возможно применение нерегулируемого эжектора, настроенного на крейсерскую скорость полета.

3. По экономичности ПуВРД с тягой порядка 100 Н, оснащенный нестационарным ЭУТ, сопоставим с полноразмерным ТРД и превосходит малоразмерный ТРД.

4. Применение ЭУТ предложенной схемы обеспечивает существенный рост удельной лобовой тяги и открывает перспективы создания высокоскоростных БЛА с ПуВРД.

Литература

1. Andreou L. Performance of a ducted micro-turbojet engine. Master's thesis. Naval postgraduate school, 1999. – 92 p.

2. Santoro R.J., Pal S. Thrust augmentation measuring using a pulse detonation engine ejector. Report NASA/CR-2003-212191. Glenn research center. – 2003. – 21 p.

3. Wilson J. A Simple Model of Pulsed Ejector Thrust Augmentation. Report NASA CR/2003-212541. Glenn research center. – 2003. – 31 p.

4. Кудрин О.И., Квасников А.В., Челомей В.Н. Явление аномального высокого прироста тяги в газовом эжекторном процессе с пульсирующей активной струей. Описание открытия № 314 // Вестник АН СССР. – 1986. – № 10. – С. 94-99.

5. Богданов В.И. Взаимодействие масс в рабочем процессе пульсирующих реактивных двигателей как средство повышения их тяговой эффективности // ИФЖ. – 2006. – № 3. – С. 56-60.

6. Ларьков С.Н. Формирование облика воздушно-реактивных двигателей малоразмерных летательных аппаратов на основе комплексного моделирования. Автореф. дис.на соиск. ученой степени канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 2005. – 20 с.

7. Paxson D.E., Wilson J., Dougherty K.T. Unsteady Ejector Performance: An Experimental Investigation Using a Pulsejet Driver. –Washington: NASA report TM-2002-211711. – 2002. – 17 p.

8. Математическое моделирование двух схем пульсирующих реактивных двигателей и эжекторного увеличителя тяги / В.Г. Александров, В.И. Богданов и др. // Тез. докл. XXVIII Академических чтений по Космонавтике. Секция 3. – М., 2004.

Поступила в редакцию 18.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.7.036.34

А.И. КОВАЛЕНКО, А.В. ШПИЛЕВОЙ, В.М. СВЕТЛОВ*Государственное предприятие «Ивченко-Прогресс», Украина***ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ
ПРИ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССАХ С РАЗНЫМ ТЕМПОМ**

Проведен анализ результатов специальных испытаний двухконтурного турбореактивного двигателя. Показаны некоторые особенности процессов приемистости двигателя при работе с существующей системой автоматического управления. Выработаны предложения по изменению системы управления с целью повышения устойчивости двигателя.

проектирование, регулирование, переходные процессы, закон подачи топлива

При проектировании ГТД в первую очередь внимание уделяется параметрам двигателя, указанным в техническом задании на двигатель, как правило, в расчетных точках крейсерского и взлетного режимов. В крейсерском режиме, кроме совместной работы в области высокой эффективности, к узлам предъявляются требования по устойчивой работе, прочности, весовым и другим характеристикам. На взлетном режиме, как наиболее нагруженном и определяющем безопасность полета, приоритет отдается удовлетворению характеристик прочности и надежности. Кроме того, в процессе проектирования и, позднее, производства, на конструктивные параметры двигателя (а значит и на его газодинамические характеристики) накладываются условия, определяемые особенностями технологических процессов изготовления элементов конструкции, а также изменения и уточнения по результатам предварительных испытаний отдельных узлов и деталей. Зачастую эти требования являются противоречивыми, и выполнение их возможно только при поиске компромисса методом последовательных приближений. Кроме того, основная часть проектировочных расчетов производится с использованием математических моделей установившихся равновесных режимов, а динамические параметры двигателя оцениваются приближенными методами.

Задание всех режимов работы двигателя в зависимости от эксплуатационных условий производит-

ся с помощью системы автоматического управления (САУ), к которой также предъявляются различные требования: по прочности, весу, скорости исполнения, точности, надежности и другие.

Кроме обеспечения установившихся режимов, САУ должна обеспечивать также надежную и устойчивую работу двигателя на переходных режимах (приемистости, встречной приемистости, сбросе газа, а также режимах, возникающих при работе различных систем - защиты от попмажа, восстановления режима работы и др. Трудности при выполнении этих требований состоят в том, что на этапе проектирования САУ динамические характеристики проектируемого ГТД определяются расчетным путем с большим количеством приближений и допущений. Поэтому для процесса доводки САУ предусматриваются доводочные регулировки, позволяющие компенсировать разницу между расчетной динамической моделью двигателя и его действительными динамическими характеристиками. Кроме того, доводочные регулировки позволяют без доработки агрегатов расширить их возможности и удовлетворить требования заказчика при их изменении. В некоторых случаях предусмотренного диапазона доводочных регулировок не достаточно, и требуются изменения конструктивных параметров агрегатов. После успешного прохождения всего объема испытаний на основании экспериментальных проверок уточняется техническое задание на САУ.

Объект исследования: – двухвальный ТРДД со смещением и с постоянной площадью выходного устройства - оснащен ЭСУ типа FADEC, управление может осуществляться с помощью одного из двух (основного или дублирующего) законов управления. Также имеется резервная (аварийная, двухрежимная: "пониженный" и "повышенный" режимы) гидромеханическая САУ.

Компрессор высокого давления двигателя регулируется поворотными входным и направляющими аппаратами (НА) первых ступеней. Изменение угла установки НА линейно зависит от угла установки входного НА.

При работе двигателя на основном законе основной САУ режим работы обеспечивается поддержанием заданной приведенной частоты вращения ротора низкого давления (НД), положение регулируемых направляющих аппаратов (РНА) задается в зависимости от частоты вращения ротора высокого давления (ВД). При работе двигателя на альтернативном (дублирующем) законе основной САУ режим работы обеспечивается поддержанием заданной степени повышения давления в компрессоре, положение РНА задается в зависимости от степени повышения давления в компрессоре.

Эксплуатационные регулировки позволяют добиться идентичности параметров двигателя при его работе на основном и альтернативном (дублирующем) законах основной САУ в одинаковых полетных условиях. При работе двигателя на резервной (гидромеханической) САУ режим работы обеспечивается непосредственно поддержанием расхода топлива в камеру сгорания, положение РНА задается в зависимости от степени повышения давления в компрессоре, как и при работе на альтернативном законе основной САУ.

Закон управления положением РНА предварительно определен по результатам испытаний компрессора в составе газогенератора и представляет собой зависимость углов установки от приведенной частоты вращения КВД для основного закона и углов установки от степени повышения давления в КВД для альтернативного закона. Далее, для про-

стоты, приводятся зависимости только для регулируемого входного направляющего аппарата (РВНА). На небольших режимах работы угол установки РВНА отрицательный и постоянный. По мере увеличения режима работы величина угла установки РВНА увеличивается, пересекая нулевое значение в расчетной точке.

Поскольку штатный замер температуры и давления на входе в КВД отсутствует, то в составе двигателя управление РНА ведется по приведенной ко входу в двигатель частоте вращения ротора ВД (основной закон) (рис. 1) или по степени повышения давления в двигателе (дублирующий закон) (рис. 2).

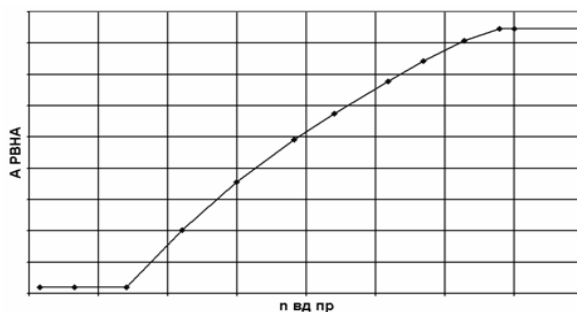


Рис. 1. Управление РНА – основной закон

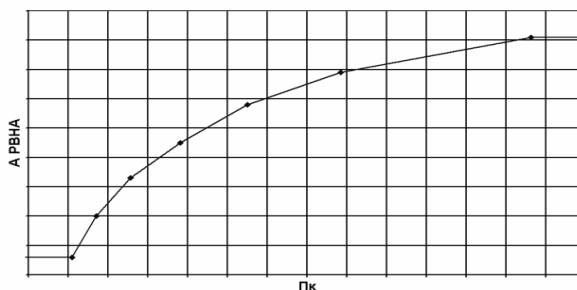


Рис. 2. Управление РНА – дублирующий закон

Для проведения специальных испытаний по проверке работы двигателя при переходных процессах (приемистостях и сбросах газа) двигатель был пре-парирован по тракту. Законы подачи топлива при приемистости при работе на обоих законах основной САУ были определены по результатам предварительных испытаний и удовлетворяют всем предъявляемым требованиям.

На одном из этапов специальных испытаний была осуществлена имитация аварийной ситуации: переход с режима "земной малый газ" (ЗМГ) основной САУ на режим "пониженный" резервной с ис-

ходными настройками САУ. Последующая обработка результатов испытаний показала, что во время этого переходного процесса наблюдались: повышенный уровень вибраций, значительное снижение запасов газодинамической устойчивости КВД, значительная разница в угле установки РНА во время указанного переходного процесса (рис. 3) и повышенная температура за турбиной НД (рис. 4) по сравнению с приемистостями, осуществленными на этом же двигателе при работе на основной САУ.

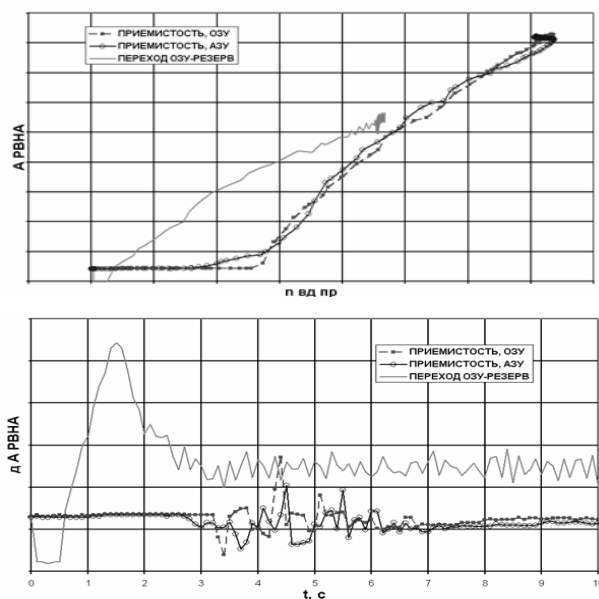


Рис. 3. Угол установки РНА

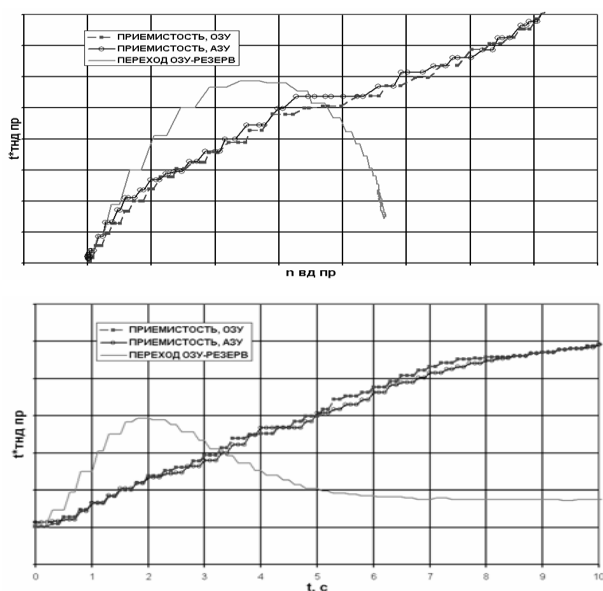


Рис. 4. Температура за турбиной НД

Анализ изменения других параметров показал, что при указанном переходе степень повышения

давления в КВД возрастает интенсивнее, чем при приемистостях на основном законе управления. Это является причиной не только снижения запасов устойчивости КВД (линия совместных работ турбины и компрессора приближается к границе устойчивой работы) (рис. 5), но и повышенных углов установки РНА КВД по сравнению с приемистостями на основных законах основной САУ (рис. 3).

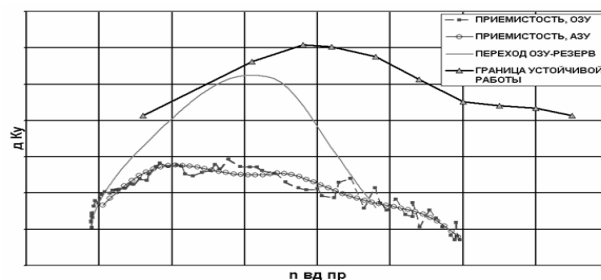


Рис. 5. Анализ устойчивости КВД

Повышенные углы установки РНА опасны работой в области, где возможно возникновение автоколебаний характера "срывной флаттер". Зарегистрированные повышенные вибрации могли быть следствием кратковременной работы в этой области, поэтому основной целью исследовательской работы было ликвидировать повышенные углы РНА. Рассматривались следующие варианты решения задачи:

а) изменение закона управления РНА при работе на резервной САУ. В силу особенностей САУ зависимость РВНА КВД от степени повышения давления единая для установившихся и переходных режимов и корректировка характеристики для приемистости ухудшила бы работу КВД на установившихся режимах.

б) введение для таких темпов приемистости отдельного закона управления РНА. Это потребует введения дополнительной функции, что вызовет изменения, требующие повторного проведения комплекса испытаний - дополнительных временных и материальных затрат.

Таким образом, напрямую решить проблему изменением закона управления РНА не удастся. В связи с этим рассмотрен вариант изменения градиента подачи топлива в основную камеру сгорания при переходе с режима ЗМГ основной САУ на "пони-

женный" резервной. Повышение давления за компрессором вызвано большим градиентом подачи топлива при указанном переходе (рис. 6).

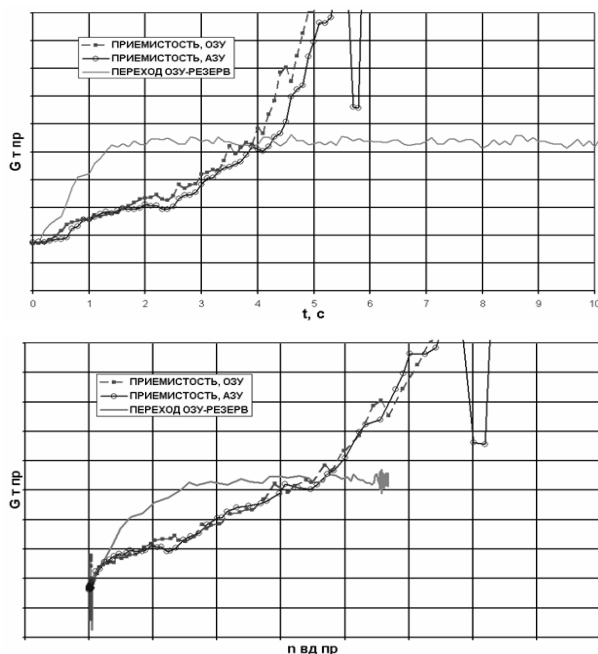


Рис. 6. Анализ давления за компрессором

По сравнению с приемистостями, выполненными при работе основной САУ, переход ЗМГ - "пониженный" происходил при темпах подачи топлива, почти в три раза больших. Особенности рассматриваемой САУ является то, что при работе резервной САУ все приемистости проводятся с единым градиентом вне зависимости от того, какая из приемистостей выполняется - аварийный переход на резервную САУ или приемистость с режима "пониженный" на "повышенный". Таким образом, изменение закона подачи топлива для удовлетворительного перехода с режима ЗМГ основной САУ на резервную повлияет на характеристики резервной САУ. Для анализа последствий снижения градиента расхода топлива рассмотрено несколько ситуаций:

а) аварийный переход двигателя с режима ЗМГ основной САУ на режим "пониженный" резервной в условиях полета $H_p=0$;

б) аварийный переход двигателя с режима "полетный малый газ" (ПМГ) основной САУ на режим "пониженный" резервной в условиях полета $H_p > 0$;

в) переход двигателя с режима "пониженный" на режим "повышенный" резервной САУ в условиях полета $H_p=0$;

г) переход двигателя с режима "пониженный" на режим "повышенный" резервной САУ в условиях полета $H_p>0$.

В случае а) переход будет выполняться медленнее, чем исходный, однако на безопасность полетов это не повлияет, потому что отказ основной САУ в этих условиях приведет к прекращению выполнения полетного задания до восстановления полной работоспособности двигателя. Кроме того, переход произойдет с гораздо меньшей вероятностью потери газодинамической устойчивости. В случае б) переход будет выполняться примерно с таким же темпом, с которым обеспечивается обычная приемистость, поскольку ПМГ выше, чем ЗМГ, а режим "пониженный" остается без изменений. Так как обычные приемистости проверены предварительно стендовыми и летными испытаниями, то опасность потери газодинамической устойчивости отсутствует. Случай в) аналогичен а), с той разницей, что он практически невероятен. В случае г) переход будет происходить с темпом, близким к темпу обычной приемистости, и при этом вероятность снижения газодинамической устойчивости будет невелика.

Исходный закон подачи топлива в основную камеру сгорания не удовлетворяет требованиям по газодинамической устойчивости КВД, вызывает опасность появления автоколебаний и большой заброс температуры при приемистостях вследствие особенностей изготовленной САУ. Рассмотрены различные способы решения обнаруженных проблем, принят наиболее оптимальный из них - изменение закона градиента расхода топлива в основную камеру сгорания, проведен анализ последствий внедрения нового закона на различных этапах выполнения полетного задания.

Поступила в редакцию 17.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Епифанов С.В. Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

УДК 621.455:534.12

И.Д. БЛОХА, А.Д. НИКОЛАЕВ, Н.В. ХОРЯК, А.С. БЕЛЕЦКИЙ

Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Украина

ПРОДОЛЬНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ И ПРОБЛЕМА ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

С целью анализа влияния динамических характеристик верхней (третьей) ступени жидкостной ракеты-носителя (РН) на параметры продольных колебаний полезного груза, выводимого на рабочую орбиту, проведено математическое моделирование динамики линейной системы «ЖРДУ первой ступени – корпус трехступенчатой РН». Показано, что сближение частоты собственных колебаний верхней ступени РН с доминирующими частотами колебаний конструкции РН приводит к существенному повышению коэффициентов форм колебаний конструкции РН в месте установки космического аппарата и незначительному изменению запасов продольной устойчивости РН.

ЖРДУ, продольная устойчивость, ракета-носитель, верхняя ступень, параметры собственных колебаний корпуса ракеты, моделирование

Введение

Продольная неустойчивость жидкостных ракет-носителей (РН) обусловлена динамическим взаимодействием их конструкции с системой питания ЖРД в период работы двигателей первой или второй ступени [1, 2].

Продольные виброперегрузки конструкции РН на частотах колебаний до 50-100 Гц существенно снижают коммерческие возможности ракеты-носителя по выведению космических аппаратов (КА) на рабочие орбиты из-за возможности сбоев в работе их приборов и аппаратуры и опасны для организма человека [2, 3].

Влияние динамики верхних ступеней ракеты-носителя на параметры продольных колебаний РН ранее не анализировалось из-за сложности такого анализа. Созданные в ИТМ НАНУ и НКАУ математические модели продольных колебаний ракеты-носителя космического назначения [4] позволяют провести расчеты динамических характеристик этих РН с учетом особенностей конструкций их верхних (космических) ступеней, а также оценить возможности оптимизации конструкций этих ступеней, направленной на снижение динамических нагрузок на выводимый на орбиту полезный груз.

Постановка задачи. Оценку влияния динамики верхних ступеней РН на устойчивость (по Ляпунову) и параметры продольных колебаний РН проведем посредством численного моделирования динамических процессов в линейной системе «корпус трехступенчатой РН – ЖРДУ первой ступени». Исследуемая ракета по значениям параметров близка к трехступенчатой РН «Циклон».

Корпус РН схематизируем стержнем с упруго подвешенными массами, имитирующими продольные колебания низших тонов колебаний жидкости в баках и ЖРДУ [6]. Используя конечно-элементное представление стержня, продольные колебания корпуса РН опишем системой обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ) высокого порядка:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{B}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{v}, \quad (1)$$

где $\mathbf{M}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{K}$ – матрицы масс, коэффициентов демпфирования и коэффициентов жесткости элементов конструкции РН размера $n \times n$;

$\mathbf{u}$ – вектор-столбец перемещений размера n ;

$\mathbf{v}$ – вектор-столбец размера n , задающий колебательные составляющие сил, прикладываемых к элементам конструкции корпуса РН.

Низкочастотную динамику ЖРДУ опишем системой ОДУ, включающей уравнения нестационар-

ного движения жидкого топлива в магистралях, уравнения динамики газовых трактов (камеры сгорания и газогенератора) и ТНА, уравнения динамики кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах двигателя [4 – 6].

2. Результаты численного моделирования свободных продольных колебаний жидкостной ракеты-носителя

РН класса “Циклон” на отдельных интервалах времени полета РН (в период работы ЖРДУ первой ступени) неустойчивы на частотах, близких к частотам I-го и II-го тонов собственных продольных колебаний корпуса РН [4]. В настоящей работе анализируется влияние динамических характеристик третьей ступени РН на параметры I-го тона собственных колебаний трехступенчатой РН. На рис. 1, 2 представлены модули расчетных форм I-го тона собственных продольных колебаний корпуса РН при заполнении топливных баков ее первой ступени, соответствующем начальному участку интервала времени полета РН. Расчеты выполнялись при нескольких различных значениях обобщенных масс $m_1^{(3CT)} = 8; 6; 3; 0,5$ т и собственных частот $f_1^{(3CT)}$ (10, 15, 20, 40 Гц) I-го тона колебаний третьей ступени РН. Нормировка коэффициентов форм колебаний корпуса РН $\beta_{1,1}, \beta_{1,2}, \dots, \beta_{1,N}$ проведена по значению формы колебаний в месте установки ЖРД первой ступени ($x=0$), место установки КА соответствует осевой координате РН $x=39$ м.

В рассматриваемом случае (на начальном участке интервала времени) коэффициенты форм I-го тона собственных продольных колебаний корпуса РН возрастают по мере увеличения осевой координаты РН; максимальным является коэффициент формы колебаний корпуса РН в сечении места установки КА $\beta_{1,KA}$ (см. рис. 1, 2). Влияние динамических характеристик третьей ступени РН на форму I-го тона собственных продольных колебаний кор-

пуса РН (при выбранном условии их нормировки) также возрастает по мере увеличения осевой координаты РН. При $m_1^{(3CT)} = 8$ т параметр $\text{mod} \beta_{1,KA}$ имеет наибольшее значение для варианта (рис. 1, кривая 1) $f_1^{(3CT)} = 15$ Гц. Далее – в порядке уменьшения значений параметра $\text{mod} \beta_{1,KA}$ – следуют варианты (кривые 2, 3 и 4 соответственно) $f_1^{(3CT)} = 10; 20; 40$ Гц.

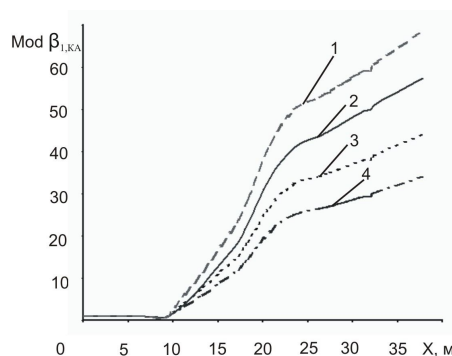


Рис. 1. Модуль расчетных форм I-го тона собственных продольных колебаний корпуса РН при различных значениях собственной частоты I-го тона колебаний ее третьей ступени

Полученный результат отражает разную степень динамического взаимодействия конструкции корпуса РН и ее верхней ступени на частотах, близких к диапазону изменения частот I-го тона колебаний корпуса исследуемой РН (6-12 Гц), и на более высоких частотах колебаний (15-40 Гц).

Анализ зависимостей, построенных для $f_1^{(3CT)} = 20$ Гц при $m_1^{(3CT)} = 8; 6; 3; 0,5$ т (рис. 2, кривые 1 – 4), позволил сделать вывод, что обобщенная масса I-го тона собственных продольных колебаний третьей ступени оказывает меньшее влияние на параметр $\text{mod} \beta_{1,KA}$, чем ее частота. Увеличение $m_1^{(3CT)}$ с 0,5 до 8 т привело к повышению модуля коэффициента формы I-го тона собственных продольных колебаний корпуса ракеты-носителя в месте установки КА приблизительно в 1,5 раза.

Анализ устойчивости динамической системы «корпус РН – ЖРДУ первой ступени» показал, что

интервалы времени неустойчивости системы заметно зависят от параметров собственных колебаний верхней ступени РН, если частота собственных колебаний верхней ступени находится в диапазоне (или близка к нему) изменения частот низших тонов колебаний корпуса РН.

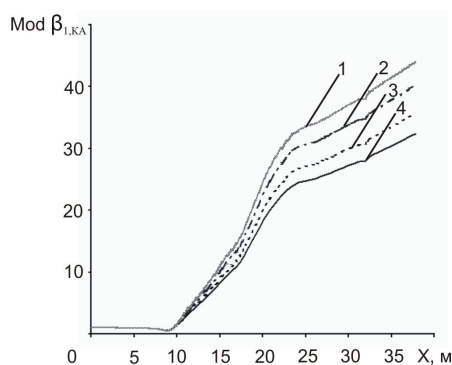


Рис. 2. Расчетные формы I-го тона собственных продольных колебаний корпуса РН при различных значениях обобщенной массы I-го тона колебаний ее третьей ступени

Это видно из рис. 3, на котором показаны декременты δ_I колебаний системы на частоте I-го тона колебаний корпуса РН (кривые 1 – 4 соответствуют результатам расчетов при $m_1^{(3CT)} = 8$ т и $f_1^{(3CT)} = 40$ Гц, 20 Гц, 15 Гц и 10 Гц соответственно).

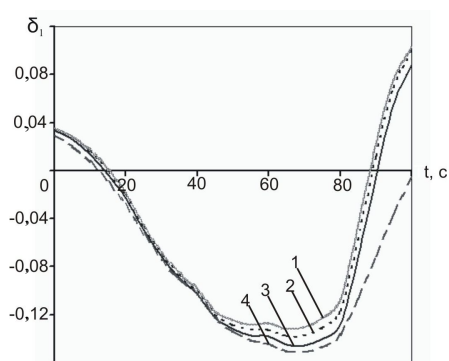


Рис. 3. Зависимость декремента колебаний замкнутой системы «корпус трехступенчатой РН – ЖРДУ первой ступени» на частоте колебаний, близкой к частоте первого тона продольных колебаний корпуса РН

Заключение

На основании результатов математического моделирования линейной динамической системы

«корпус трехступенчатой РН – ЖРДУ первой ступени» показано, что динамические характеристики верхней ступени РН могут влиять на запасы продольной устойчивости РН и границы временных интервалов ее неустойчивости, если частота собственных колебаний ступени близка к частотам низших тонов собственных колебаний РН. С другой стороны, характеристики верхней ступени РН могут существенно повысить модуль коэффициента формы продольных колебаний конструкции РН в месте установки КА, а следовательно, и амплитуды его продольных виброперегрузок при продольных колебаниях РН.

Литература

1. Натанзон М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты. – М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.
2. Rubin S. Longitudinal Instability of Liquid Rockets Due to Propulsion Feedback (POGO) // J. Spacecraft and Rockets. – 1966. – Vol. 3, No.8. – P. 1188-1195.
3. Fenwick Jim POGO // Threshold, Rocketdyne's engineering journal of power technology. – 1992, spring.
4. Теоретическое определение амплитуд продольных колебаний жидкостных ракет-носителей / В.В. Пилипенко, Н.И. Довготько, С.И. Долгополов, А.Д. Николаев, В.А. Серенко, Н.В. Хоряк // Космічна наука і технологія. – 1999. – Т. 5, № 1. – С. 90-96.
5. Микишев Г. Н., Рабинович Б. И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. – М.: Машиностроение, 1971. – 564 с.
6. Пилипенко В.В, Задонцев В.А., Натанзон М.С. Кавитационные колебания и динамика гидросистем. – М.: Машиностроение, 1977. – 352 с.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев, Корпорация «ВЕСТА», Днепропетровск.

УДК 519.87:517.55

О.М. ТРУНОВ*Миколаївський державний гуманітарний університет ім. Петра Могили*

АДЕКВАТНІСТЬ МОДЕЛІ ЯК ЗАДАЧА БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНОЇ ІДЕНТИФІКАЦІЇ

Розглядається проблема багатокритеріальної ідентифікації. Розв'язок задачі багатокритеріальної ідентифікації приведено до розв'язку системи алгебраїчних рівнянь.

ідентифікація, критерій декількох типів, адекватність, модель

Проблема співставлення та забезпечення адекватності між фізичним явищем і моделлю, що його описує є невід'ємною частиною будь якого фундаментального дослідження [1, 2]. Встановлення відповідності між явищем і його наближеним описом є задачею багатокритеріального і багато етапного аналізу [2]. Вона у більшості випадків розв'язується методами ідентифікації. Однак, не зважаючи на те, що проблема поставлена багато десятиріч тому, існуючи методи ідентифікації моделей теплових, газодинамічних та процесів динаміки будують розв'язок виходячи із одного типу критерію [3 – 8]. Відомі на сьогоднішній день прямі методи які шукають розв'язок задачі адекватності виходячи із нульового значення відхилення, або нульової величини значень інших функцій від відхилення [8 – 12]. Не менш ефективними є опосередковані методи, що розглядають розв'язок задачі про адекватність як задачу мінімізації, але теж одного типу значень критерію відхилення [6, 10, 11]. Слід відзначити, що електричні та механічні процеси, що моделюють поведінку окремих агрегатів, або систем устаткування для двигунів внутрішнього згорання суден та підводних апаратів різного призначення містять у своїй структурі похідні першого, другого, а іноді і більш високих порядків. Крім того, у переважній більшості до їх складу входять нелінійні елементи.

Існують роботи в яких аналізуються різні види критеріїв, які дають найкращі результати з точки зору наближення. В роботі [8] наводяться деякі з них, що доцільно застосовувати для опису статичних об'єктів. Однак, там же вводяться поняття різних родів адекватності та демонструється і доводиться твердження, що забезпечити адекватність нульового і першого роду можна тільки задовольняючи декільком критеріям. В роботі [9] надані подальші докази, що для різних типів моделей забезпечити адекватність динамічних моделей можливо задовольняючи тільки декільком критеріям. В роботі [6] продемонстровано, що кускова ідентифікація спрощує модель та підвищує загальну адекватність. Однак, існування розривів нульового та першого роду на границях суміжних областей кожної з моделей утворює перехідні області в яких погіршується точність. З іншого боку забезпечити відсутність розривів це значить задовольнити умову зрощення по суміжних границях функцій та відповідних похідних. Існуючі методи найменших квадратів, найменших модулів нев'язки, мінімаксий чебишевский критерій, що застосовуються для розв'язку задачі кускової ідентифікації не дають змоги задовольняти декільком критеріям, в зв'язку з цим вони не вичерпують проблему забезпечення адекватності по областям розривів.

Таким чином, задача ідентифікації як задача розв'язок якої задовольняє декільком критеріям є актуальною задачею фундаментальних досліджень, головною не розв'язаною проблемою якої є необхідність задовольнити одразу декільком з типів критеріїв.

Метою даної статті є поставити та розв'язати задачу багатокритеріальної ідентифікації за декількома типами критеріїв.

Постановка задачі. Припустимо, що якісний опис моделі здійснено, але для забезпечення кількісного співпадіння необхідно визначити N констант. Крім того, аналіз адекватності задано вести за двома типами критеріїв: абсолютного співпадіння значень критерію для окремих станів та наближеного за умов мінімізації відхилень для усіх станів, що знаходяться у межах станів на які розповсюджується обрана модель.

Введемо N -вимірний вектор шуканих констант X , визначених на множині дійсних чисел $R^{(N)}$, позначимо стани системи m -вимірним вектором Y , що визначено у m -вимірній області дійсних чисел $R^{(m)}$. Позначимо також критерії першого типу $K_i(X, Y_i) = 0; i = \overline{1, p}$, а другого $\min_X E(X, Y)$, тоді задачу ідентифікації сформулюємо наступним чином

$$\begin{cases} \min_X E(X, Y); \\ K_i(X, Y_i) = 0; i = \overline{1, p}. \end{cases} \quad (1)$$

Слід зауважити, що для задачі кускової ідентифікації критерій першого типу трансформується до вигляду

$$\min_X E(X, Y) = \min_X \sum_{j=1}^m \chi(Y_j) E_j(X, Y_j),$$

$$\text{де } \chi(Y_j) = \begin{cases} 1, Y \in Y_j; \\ 0, Y \notin Y_j, \end{cases}$$

крім того умова зрощення, тобто рівності функцій та її похідних приводиться до критеріїв першого типу.

Приведення задачі багатокритеріальної ідентифікації до системи рівнянь

Припустимо, що усі функції рівнянь системи (1) диференціальні по компонентам вектора X , а компоненти вектора X можна представити через першу компоненту використовуючи рівняння для критерію першого типу

$$x_i = V_i(x_1, V_2, \dots, V_p, Y_i); i = \overline{2, N},$$

тоді згідно із відомою теоремою математичного аналізу про неявну функцію можна записати

$$\frac{dE}{dx_1} = \frac{\partial E}{\partial x_1} + \frac{\partial E}{\partial x_2} \frac{\partial V_2}{\partial x_1} + \dots + \frac{\partial E}{\partial x_i} \frac{\partial V_i}{\partial x_1} \dots + \frac{\partial E}{\partial x_p} \frac{\partial V_p}{\partial x_1}.$$

Аналогічні співвідношення запишемо для похідних від критеріїв першого типу

$$\begin{aligned} \frac{dK_i}{dx_1} &= \frac{\partial K_i}{\partial x_1} + \frac{\partial K_i}{\partial x_2} \frac{\partial V_2}{\partial x_1} + \dots + \\ &+ \frac{\partial K_i}{\partial x_i} \frac{\partial V_i}{\partial x_1} \dots + \frac{\partial K_i}{\partial x_p} \frac{\partial V_p}{\partial x_1}; i = \overline{1, p}. \end{aligned}$$

Тепер записуючи необхідні умови для мінімуму критерію $E(X, Y)$ з урахуванням, що критерії $K_i(X, Y_i) = 0; i = \overline{1, p}$ є константами, тому всі похідні від них теж дорівнюють нулю, і разом ці умови утворюють систему, яку запишемо компактно у матричній формі

$$A \times \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{\partial V_2}{\partial x_1} \\ \dots \\ \frac{\partial V_i}{\partial x_1} \\ \dots \\ \frac{\partial V_p}{\partial x_1} \end{bmatrix} = 0, \quad (2)$$

де позначено

$$A = \begin{bmatrix} \nabla E(X, Y) \\ \nabla K_1(X, Y_1) \\ \dots \\ \nabla K_i(X, Y_i) \\ \dots \\ \nabla K_p(X, Y_p) \end{bmatrix}$$

Оскільки вектор

$$\begin{bmatrix} 1 \\ \frac{\partial V_2}{\partial x_1} \\ \dots \\ \frac{\partial V_i}{\partial x_1} \\ \dots \\ \frac{\partial V_p}{\partial x_1} \end{bmatrix} \neq 0$$

не дорівнює нулю, то розв'язком системи (2) є

$$\det A = \det \begin{bmatrix} \nabla E(X, Y) \\ \nabla K_1(X, Y_1) \\ \dots \\ \nabla K_i(X, Y_i) \\ \dots \\ \nabla K_p(X, Y_p) \end{bmatrix} = 0.$$

Останнє справджується тільки за умов, коли вектори рядки матриці A є лінійно залежними, тобто існують N скалярів $a_i, i = \overline{1, p}$ не всі з яких дорівнюють нулю, що

$$a_0 \nabla E(X, Y) + \sum_{i=1}^p a_i \nabla K_i(X, Y_i) = 0.$$

Скаляр a_0 не може дорівнювати нулю, бо за умов задачі критерії першого типу визначені в різних станах і тому є лінійно незалежними. Після ділення рівняння на a_0 дістанемо

$$\nabla E(X, Y) + \sum_{i=1}^p \lambda_i \nabla K_i(X, Y_i) = 0.$$

Таким чином, для розв'язку задачі системи (1) треба знайти стаціонарну точку функції штучно утвореної із критеріїв адекватності двох типів

$$H(X, Y, \Lambda) = E(X, Y) + \sum_{i=1}^p \lambda_i K_i(X, Y_i) = 0,$$

де $\Lambda = [\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_p]^T$ вектор множників, що визначають вплив критеріїв на значення вектора X .

Останнє твердження еквівалентно розв'язку системи

$$\begin{cases} \frac{\partial H(X, Y, \Lambda)}{\partial x_i} = 0, i = \overline{1, N}; \\ \frac{\partial H(X, Y, \Lambda)}{\partial \lambda_i} = 0, i = \overline{1, p}. \end{cases} \quad (3)$$

Розв'язок задачі

Введемо $N + p$ компонентний вектор функцію F від вектора Z , перші N компонент якого співпадають з компонентами вектора X , а інші p компонент співпадають із компонентами вектора Λ . Представимо систему (3) у векторному вигляді

$$F(Z) = 0, \quad (4)$$

тоді її наближений розв'язок відповідно до методу рекурентної апроксимації [13 – 14] для n -го наближення подамо

$$Z_n = Z_{n-1} - J(Z_{n-1})^{-1} F(Z_{n-1}), \quad (5)$$

де позначено $J(Z_{n-1})$ матрицю розклад вектор функції $F(Z_{n-1})$, елементи якої, якщо обмежитись другими похідними у розкладі, мають такий вигляд

$$a_{ij} = \frac{\partial F_i(Z)}{\partial Z_j} \Big|_{Z=Z_{n-1}} + \left[\frac{\partial}{\partial Z_j} \sum_{l=1}^{N+p} \frac{\partial F_l(Z)}{\partial Z_l} \frac{\Delta z_{ln-1}}{2} \right] \Big|_{Z=Z_{n-1}}.$$

Тип збіжності розв'язку (5) системи (4), умови існування та її швидкість вивчалась у роботах [13 – 16].

Там же [16] досліджувались шляхи зменшення обсягів інформації, що підлягають збереженню у пам'яті машини для забезпечення ітераційного процесу.

Якщо виконані умови існування похідних від вектор функції $F(Z_{n-1})$ для наближення Z_{n-1} та їх обмеженості, то послідовність (5), як правило, збігається на третій-четвертій ітерації.

Однак, враховуючи, що розв'язок системи (5) задовольняє тільки необхідну умову мінімуму зосередимо увагу на визначенні умов за яких розв'язок є саме мінімумом і задовольняє критеріям апроксимації другого типу.

Для цього перепишемо систему (1), скориставшись необхідною умовою мінімуму:

$$\begin{cases} \frac{\partial E(X, Y)}{\partial x_j} = 0; j = \overline{1, N}; \\ K_i(X, Y_i) = 0; i = \overline{1, p}. \end{cases} \quad (6)$$

Розкладемо ліві частини рівнянь системи (6) для простоти обмежимося тільки першими похідними та просумувавши їх ліві та праві частини запишемо

$$\begin{cases} \sum_{j=1}^N \frac{\partial E(X, Y)}{\partial x_j} + \sum_{i=1}^p K_i(X, Y_i) + \\ \sum_{j=1}^N \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sum_{j=1}^N \frac{\partial E(X, Y)}{\partial x_j} + \sum_{i=1}^p K_i(X, Y_i) \right] \frac{\Delta x_j}{2} = 0; \\ j = \overline{1, N}; \quad i = \overline{1, p}. \end{cases} \quad (7)$$

Припустимо, що розв'язок вихідної задачі (1) у формі (6) знайдено, тоді перші дві суми рівняння (7) дорівнюють нулю і достатня умова мінімуму – додатність других похідних від критерію другого типу забезпечується за умов від'ємності похідних від критерію першого типу. Останнє утворює наближену умову існування розв'язку задачі багатокритеріальної апроксимації

$$\begin{cases} \sum_{j=1}^N \frac{\partial}{\partial x_j} \sum_{i=1}^p K_i(X, Y_i) < 0; \\ j = \overline{1, N}; \quad i = \overline{1, p}. \end{cases}$$

Слід зазначити, що збільшивши кількість членів розкладу можна побудувати уточнену умову існування розв'язку

$$\begin{aligned} & \sum_{j=1, k=3}^N \frac{\partial}{\partial x_j} \sum_{j=1, k=2}^N \frac{\partial}{\partial x_j} \sum_{j=1, k=1}^N \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sum_{i=1}^p K_i(X, Y_i) \right] \frac{\Delta x_j^k}{k} - \\ & \sum_{j=1, k=3}^N \frac{\partial}{\partial x_j} \sum_{j=1, k=2}^N \frac{\partial}{\partial x_j} \sum_{j=1, k=1}^N \frac{\partial^2 E(X, Y)}{\partial x_j^2} \frac{\Delta x_j^k}{k} < 0; \\ & j = \overline{1, N}; \quad i = \overline{1, p}; k = \overline{1, 3}. \end{aligned}$$

Обговорення результатів

За умов існування похідних від усіх рівнянь, що визначають зміст критеріїв апроксимації в системі (3), маємо $N + p$ рівнянь та стільки ж невідомих. Таким чином система є повною. Припустимо, що визначено компоненти вектора X^* на множині $R^{(N)}$ як розв'язок будь яких N рівнянь, тоді якщо ранг матриці утвореної із правих частин інших p рівнянь дорівнює p , то існує p чисел компонент вектора $\Lambda = [\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_p]^T$, не всі з яких дорівнюють нулю і при яких виповнюється

$$\nabla E(X, Y) + \sum_{i=1}^p \lambda_i \nabla K_i(X, Y_i) = 0.$$

Однак, визначені множники не є метою ідентифікації, а знання їх значень не відповідає на питання чи виконані умови за усіма критеріями. Тому більш важливим є необхідність визначити чи виконана достатня умова мінімуму у точці X^* . Утворивши матрицю із других похідних від критерію, мінімізацію якого треба забезпечити та визначивши їх значення і тільки за умов їх додатності переконаємось, що всі умови апроксимації виконанні, а X^* є розв'язком вихідної задачі багатокритеріальної ідентифікації навіть за умов критеріїв двох типів: абсолютного співпадіння значень критерію для окремих станів та наближеного за умов мінімізації відхилень для усіх станів, що знаходяться у межах станів на які розповсюджується обрана модель. Для узагальнення слід додати, що у випадку коли критеріїв, які вимагають мінімізації декілька, то будуючи функцію $H(X, Y, \Lambda)$ слід додати до неї похідні від додат-

кового критерію за усіма компонентами вектора X помноженні на додаткові важелеві коефіцієнти. При цьому розмірність вектора

$$\Lambda = [\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_p, \lambda_{p+1}, \dots, \lambda_{p+N}]^T$$

збільшиться на N .

Висновки

Розв'язок задачі про багатокритеріальну ідентифікацію є розв'язком задачі про стаціонарну точку функції утвореної із критеріїв апроксимації за допомогою важелевих коефіцієнтів. Важелеві коефіцієнти визначають вплив додаткових критеріїв на константи, що визначаються у ході ідентифікації. Задача багатокритеріальної ідентифікації приводиться до задачі про розв'язок системи рівнянь. Наближена умова існування розв'язку задачі багатокритеріальної ідентифікації визначається умовою від'ємності суми похідних критерію першого типу у точці розв'язку.

Література

1. Коган Б.Я., Тетельбаум И.М. Общие вопросы моделирования и моделирование с помощью вычислительных машин // Теория и методы математического моделирования. – М.: Наука, 1978. – С. 13.
2. Климов У.Н. Формирование математических моделей как сложный многоуровневый процесс // Теория и методы математического моделирования. – М.: Наука, 1978. – С. 14-16.
3. Александровский Н.М., Егоров С.В., Кузин Р.Е. Адаптивные системы автоматического управления сложными технологическими процессами. – М.: Энергия, 1973. – 272 с.
4. Гроп Д. Методы идентификации систем. – М.: Мир, 1979. – 302 с.
5. Козеев А.А. Методы аппроксимации выходных координат нелинейных систем управления // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. – 1979. – № 3. – С.194-199.
6. Эйкхофф П. Современные методы идентификации систем. – М.: Мир, 1983. – 400 с.
7. Кондратенко Ю.П., Трунов А.Н. Применение методов осредняющих операторов к исследованию нестационарных объектов // Теория и методы математического моделирования – М.: Наука. – 1978. – С. 123-124.
8. Trounov A.N. Mathematical aspects of image recognition. Proc. Of International technology 90, Szezecin, Poland, 1990. – С. 479-493.
9. Трунов О.М. Застосування методу рекурентної апроксимації до задач підвищення точності та безвідмовності систем керування // Науково-методичний журнал. – МДГУ ім. Петра Могили, Миколаїв. – 2004. – Т. 35, вип. 22. – С. 93-101.
10. Батунер Л.М., Позин М.Е. Математические методы в химической технике. – Л.: Химия, 1968. – 823 с.
11. Хемминг Р.В. Численные методы. – М.: Наука, 1972. – 400 с.
12. Трунов А.Н. Применение метода рекуррентной аппроксимации к решению нелинейных задач // Методы и алгоритмы параметрического анализа линейных и нелинейных моделей переноса. Сб.науч.тр. – М. МГОПУ. – 1998. – Вып. 16. – С. 142-156.
13. Трунов О.М. Узагальнення алгоритму розв'язку системи нелінійних диференціальних рівнянь динамічних систем механіки //36. наукових праць НУК №2. – Миколаїв. – 2005. – С.45-55.

Надійшла до редакції 2.04.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.П. Клименко, Миколаївський державний гуманітарний університет ім. Петра Могили, Миколаїв.

УДК 621.01:629.7.01

В.А. ВЬЮНОВ¹, С.М. СТЕПАНЕНКО^{1,2}, А.В. ТОМАШЕВСКИЙ²¹ ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина² Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА РЕМОНТА АВИАДВИГАТЕЛЕЙ НЕПАРАМЕТРИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ СТАТИСТИКИ

Рассматривается применение методов математической статистики к анализу параметров авиационного двигателя, получаемых после ремонта. Приводятся данные оценки вероятности существенного различия в качестве ремонта авиадвигателей на разных ремонтных предприятиях.

авиационный двигатель, качество ремонта, статистика, выборка, критерий Манна-Уитни

Введение

Оценка качества ремонта как научно-практическая задача. Соответствие параметров двигателя, прошедшего ремонт, заданным проектным значениям и таким же значениям параметров двигателей первой категории характеризует стабильность и качество ремонта двигателей; показывает пределы разброса параметров по отношению к их номинальной величине. Использование статистических методов при оценке результатов испытаний позволит повысить уровень управления качеством продукции, принимать научно обоснованные решения. Количественный анализ таких результатов невозможен без применения методов математической статистики.

Таким образом, статистический анализ результатов ремонта двигателей представляет собой важную научно-практическую задачу.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Применение статистических методов для управления стохастическими процессами различной природы достаточно широко обсуждается в литературе, например [1, 2]. Однако, для решения задач, связанных с обработкой и анализом результатов приемо-сдаточных испытаний после ремонта авиационных двигателей, практические приложения статистических методов разработаны еще не достаточ-

но. Частично авторами этот вопрос затрагивался в статье [3].

Постановка задачи данного исследования. В данной работе ставится задача – провести статистическое исследование для сравнительной оценки качества ремонта одного типа авиадвигателей на предприятиях *A* и *B*. Показателями качества ремонта являются результаты испытаний по следующим параметрам: тяга двигателя R , расход топлива G ; температура за турбиной t_{mcd} ; давление в камере сгорания p_{KS} ; средний удельный расход топлива C_r , средние частоты вращения вентилятора n_g , ротора высокого давления n_{gd} , ротора среднего давления n_{cd} .

Изложение материалов исследования и анализ полученных результатов

Для сравнения были приняты результаты измеряемых параметров, полученные после ремонта одного типа авиадвигателей на предприятиях *A* и *B* на протяжении шести лет.

В отношении каждого i -го показателя качества выдвигаются статистические гипотезы:

H_0 – качество ремонта на обоих предприятиях одинаково, тогда результаты испытаний по каждому показателю на предприятиях *A* и *B* (выборки A_i и B_i ,

по i -му показателю качества) принадлежат одной генеральной совокупности (выборки A и B однородны);

H_1 – качество ремонта на обоих предприятиях различается, тогда результаты испытаний по каждому показателю на предприятиях A и B не принадлежат одной генеральной совокупности (выборки A_i и B_i неоднородны).

Традиционно для проверки статистических гипотез об однородности выборок используются t -критерий Стьюдента и F -критерий Фишера. Однако использование этих критериев требует предположение о нормальном распределении исследуемых параметров. Проверка данного предположения в реальных производственных условиях невозможна.

Поэтому целесообразно применять непараметрические критерии, не требующие знания вида распределения исследуемых параметров. Предлагается использовать непараметрический критерий Манна-Уитни (U -критерий), который может быть использован для произвольных функций распределения [4 – 6].

Общая процедура проверки однородности по U -критерию двух выборок A и B состоит в следующем. Для вычисления U -критерия выборки A и B упорядочивают в порядке возрастания. Полученный номер по порядку для выборочных значений в объединенной выборке называют ранговым числом.

Каждому рангу приписывают, к какой выборке

(A или B) он относится, затем вычисляется:

$$\begin{aligned} U_A &= n_A n_B + \frac{n_B(n_B + 1)}{2} - R_A; \\ U_B &= n_A n_B + \frac{n_A(n_A + 1)}{2} - R_B, \end{aligned} \quad (1)$$

где n_A , n_B – объем выборок A и B ; R_A , R_B – суммы рангов выборок A и B , соответственно.

Статистика U определяется как наименьшее из значений U_A и U_B . Мерой значимости статистики U может служить величина Z , которая рассчитывается по формуле

$$Z = \frac{U - n_A n_B / 2}{\sqrt{n_A n_B (n_B + n_A + 1) / 12}}. \quad (2)$$

Полученное значение Z сравнивается с квантилем Z_p нормального распределения. Если $Z \leq Z_p$, то с доверительной вероятностью p делается заключение о однородности выборок, в противном случае гипотеза об однородности отвергается и делается заключение о существенном различии выборок с доверительной вероятностью p .

Описанная процедура проверки однородности выборок A и B реализована в программном пакете STATISTICA [5] для статистической обработки данных, который и использовался в настоящей работе.

В табл. 1 приведен пример сравнения выборок за один анализируемый год.

Таблица 1

Результаты проверки однородности выборок по критерию Манна-Уитни

Показатели качества ремонта	Манна-Уитни U -тест- (Исходные данные для анализируемого года)								
	Отмеченные тесты значимы при $p < 0,05000$								
	Суммы рангов A	Суммы рангов B	U	Z	p -level	Z приведенное	p -level	Число значений в A	Число значений в B
R	172,5	80,5	52,5	0	1	–	–	15	7
G	128	125	8	–3,137	0,0017	–3,143	0,0017	15	7
C_r	128	125	8	–3,137	0,0017	–3,16	0,0016	15	7
t_{mcd}	167	86	47	–0,388	0,6982	–0,389	0,6975	15	7
pKS	152	101	32	–1,445	0,1484	–1,446	0,1481	15	7
n_θ	172,5	80,5	52,5	0	1	0	1	15	7
n_{cd}	139	114	19	–2,361	0,0182	–2,365	0,018	15	7
$n_{\theta d}$	145,5	107,5	25,5	–1,903	0,057	–1,904	0,0569	15	7

Аналогичные расчеты сделаны по всем остальным годам.

Уровень значимости α (p -level в приведенной табл. 1) определяет вероятность принятия ошибочного заключения, т.е. оценка вероятности существенного различия выборок, определяющих качество ремонта, равна $(1 - \alpha)$.

Значение критерия Манна-Уитни (Z в приведен-

ной табл. 1) и уровень значимости по результатам проверки однородности показателей качества ремонта авиадвигателей на предприятиях A и B за шесть лет сведены в табл. 2.

В табл. 3 приведены значения по оценке вероятности существенного различия качества ремонта авиадвигателей на основе испытаний в различные годы.

Таблица 2

Значение критерия Манна-Уитни по результатам проверки однородности показателей качества ремонта авиадвигателей на предприятиях A и B за шесть лет

Показатели качества ремонта	Значение критерия (абсолютные величины)					
	1-й год	2-й год	3-й год	4-й год	5-й год	6-й год
G	4,45669	3,13684	2,92770	3,13050	3,09839	3,11543
C_r	4,43348	3,13684	2,92770	3,13050	3,09839	3,11543
$t_{mc\partial}$	0,78921	0,38770	1,61024	0,31944	2,19469	1,35946
pKS	2,87828	1,44506	2,56174	0,31944	1,09735	2,60563
n_{ϵ}	0,60351	0,00000	1,02470	2,61939	1,80739	0,56644
$n_{c\partial}$	2,99434	2,36144	0,00000	0,57499	0,77460	1,24617
$n_{\epsilon\partial}$	0,51066	1,90325	0,87831	0,57499	1,48464	1,41610
G	0,000008	0,001708	0,003415	0,001745	0,001946	0,001837
C_r	0,000009	0,001708	0,003415	0,001745	0,001946	0,001837
$t_{mc\partial}$	0,429993	0,698239	0,107347	0,749394	0,028187	0,174002
pKS	0,003999	0,148442	0,010415	0,749394	0,272491	0,009171
n_{ϵ}	0,54617	1,000000	0,305508	0,008809	0,070702	0,571094
$n_{c\partial}$	0,002751	0,018205	1,000000	0,565299	0,438579	0,212703
$n_{\epsilon\partial}$	0,609588	0,057009	0,379776	0,565299	0,137639	0,156746

Таблица 3

Оценка вероятности существенного различия качества капремонта авиадвигателей на основе испытаний в различные годы

Показатели качества ремонта	Оценка вероятностей (в %) в различные годы					
	1-й год	2-й год	3-й год	4-й год	5-й год	6-й год
G	0,000008	0,001708	0,003415	0,001745	0,001946	0,001837
C_r	0,000009	0,001708	0,003415	0,001745	0,001946	0,001837
$t_{mc\partial}$	0,429993	0,698239	0,107347	0,749394	0,028187	0,174002
pKS	0,003999	0,148442	0,010415	0,749394	0,272491	0,009171
n_{ϵ}	0,54617	1,000000	0,305508	0,008809	0,070702	0,571094
$n_{c\partial}$	0,002751	0,018205	1,000000	0,565299	0,438579	0,212703
$n_{\epsilon\partial}$	0,609588	0,057009	0,379776	0,565299	0,137639	0,156746

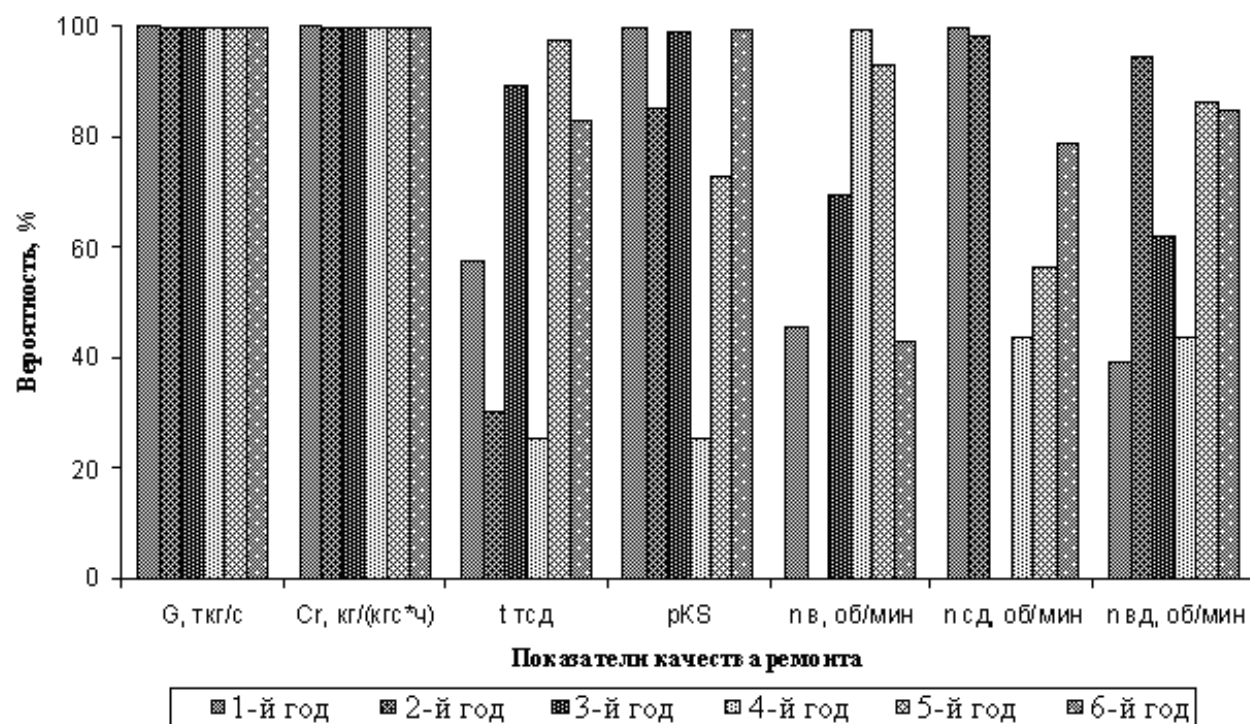


Рис. 1. Оценка вероятности существенного различия в качестве ремонта авиадвигателей на основе испытаний в различные годы

Выводы

Проведенное статистическое исследование, результаты которого обобщены в гистограмме, приведенной на рис. 1, дает основание для заключения – качество ремонта на предприятиях А и Б существенно различается с вероятностью данного утверждения более 99% для таких показателей как G и C_r и с несколько меньшей вероятностью для остальных показателей.

Литература

1. Статистическое управление процессами SPC: Пер. с англ. – Н.Новгород: СМЦ «Приоритет», 2001. – 181 с.
2. Адлер Ю.П., Шпер В.Л. Истоки статистического мышления // Методы менеджмента качества. – 2003. – № 1. – С. 34-40.

3. Вьюнов В.А., Степаненко С.М., Томашевский А.В. Сравнение некоторых статистических методов оценки качества ремонта авиадвигателей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 10 (36). – С. 127-129.

4. Закс Л. Статистическое оценивание. – М.: Статистика, 1976. – 598 с.

5. Боровиков В. STATISTICA: искусство анализа данных на компьютере. Для профессионалов. – СПб.: Питер, 2001. – 656 с.

6. Томашевський О.В., Рісіков В.П. Комп'ютерні технології статистичної обробки даних. – Запоріжжя: Запорізький національний технічний університет, 2006. – 175 с.

Поступила в редакцию 31.05.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

УДК 681.2:532.137

В.В. ДРЕВЕЦЬКИЙ

Національний авіаційний університет, Україна

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ В'ЯЗКОСТІ І ГУСТИНИ АВІАЦІЙНИХ ПАЛИВ

Розглянуто математичні моделі мостових дросельних перетворювачів гідродинамічної вимірювальної системи в'язкості і густини нафтопродуктів. Встановлено статичні характеристики перетворення для мостових схем з різною кількістю ламінарних і турбулентних дроселів

кінематична і динамічна в'язкість, густина нафтопродуктів, дросель, мостова схема, перетворювач, вимірювальна схема

Вступ

В'язкість і густина є важливими фізико-механічними характеристиками, які відносяться до основних якісних показників авіаційних паливомастильних матеріалів [1]. В сучасних умовах подальшого удосконалення потребує система контролю вказаних якісних показників авіаційних палив не тільки під час їх виробництва, а також при їх транспортуванні, тривалому зберіганні і використанні на авіаційній техніці. Вимірювання кінематичної в'язкості і густини нафтопродуктів є трудомістким і тривалим по часу процесом, який в лабораторіях нафтопереробних заводів складає до однієї години. Ще більш складно вимірювати названі фізико-механічні характеристики авіаційних палив при їх транспортуванні і зберіганні в аеропортах.

Аналіз досліджень і публікацій. Застосування для вимірювання в'язкості авіаційних палив ротацийних або вібраційних віскозиметрів [2] є недоцільним через наявність прецизійних механічних частин вимірювальних схем, тобто обертових або вібраційних чутливих елементів, а також складності перетворювальних пристроїв, які вимагають високої кваліфікації експлуатаційного персоналу. Для вимірювання динамічної в'язкості нафтопродуктів можливе використання електрогідродинамічних віско-

зиметрів [3] з електрофлюїдними перетворювачами [4], однак вони не забезпечують одночасного вимірювання кінематичної в'язкості і густини нафтопродуктів. Виконані раніше дослідження показали доцільність використання для одночасного вимірювання в'язкості і густини рідин гідродинамічних вимірювальних пристроїв [5].

Постановка завдання. Виникає необхідність в створенні математичних моделей мостових дросельних перетворювачів в'язкості і густини авіаційних палив, які складаються з різної кількості ламінарних і турбулентних дроселів та визначенні їх статичних характеристик перетворення, для проектування вимірювальної системи з заданими технічними характеристиками.

Розв'язання проблеми

В гідродинамічних вимірювальних схемах, як основні складові елементи, застосовуються дросельні елементи з ламінарним і турбулентним режимом течії через них.

В режимі ламінарної течії перепад тиску на ламінарному дроселі ΔP_{Λ} визначається такими величинами: конструктивним коефіцієнтом K_{Λ} , значення якого залежить від геометричних розмірів і форми внутрішнього каналу дроселя, динамічною в'яз-

кістю μ і об'ємною витратою F рідини, яка протікає через дросель.

Залежність має вигляд

$$\Delta P_{\Lambda} = K_{\Lambda} \mu F, \quad (1)$$

де для дроселя з циліндричним каналом згідно рівняння Пуазейля

$$K_{\Lambda} = \frac{128 l_{\Lambda}}{\pi d_{\Lambda}^4},$$

а l_{Λ} і d_{Λ} – довжина і внутрішній діаметр ламінарного дроселя відповідно.

При протіканні рідини через турбулентний дросель, в якості якого найчастіше використовується діафрагма, перепад тиску на ньому ΔP_T також залежить від конструктивного коефіцієнту K_T , густини ρ і квадрату об'ємної витрати F .

Перепад тиску на турбулентному дроселі визначається з рівняння Бернуллі:

$$\Delta P_T = K_T \rho F^2, \quad (2)$$

де $K_T = 8/\alpha^2 \pi^2 d_T^4$, d_T – діаметр турбулентного дроселя, α – коефіцієнт витрати.

В вимірювальних гідродинамічних схемах найбільш часто використовують подільники, які утворені з послідовно з'єднаних ламінарного і турбулентного дроселів.

Перепад тиску на такому подільнику дорівнює

$$\Delta P = \Delta P_{\Lambda} + \Delta P_T = K_{\Lambda} \mu F + K_T \rho F^2. \quad (3)$$

Вагомі втрати тиску на ламінарному дроселі дорівнюють:

$$\Delta P_{\text{п.л.}} = \frac{K_{\Lambda} \mu F}{K_{\Lambda} \mu F + K_T \rho F^2} = 1 / \left(1 + \frac{K_T F}{K_{\Lambda} \nu} \right), \quad (4)$$

а на турбулентному дроселі відповідно:

$$\Delta P_{\text{п.т.}} = \frac{K_T \rho F^2}{K_{\Lambda} \mu F + K_T \rho F^2} = 1 / \left(1 + \frac{K_{\Lambda} \nu}{K_T F} \right). \quad (5)$$

З рівнянь (4) і (5) витікає, що при зміні об'ємної витрати рідини значення питомих втрат тиску на ламінарному дроселі в подільнику змінюється від 1

до 0, а на турбулентному – від 0 до 1 (рис. 1).

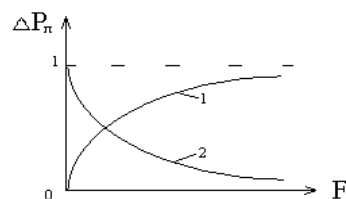


Рис. 1. Залежність питомих втрат тиску на дроселях ламінарно-турбулентного подільника від витрати рідини: 1 – на турбулентному дроселі, 2 – на ламінарному дроселі

Якщо із двох подільників утворити мостову схему, в суміжних плечах якої розташовані різно-типні дроселі, то при збільшенні витрати на першому дроселі (ламінарному) в одному подільнику питомі втрати тиску будуть зменшуватись від 1 до 0, а на першому дроселі (турбулентному) в другому подільнику питомі втрати тиску будуть зростати від 0 до 1. При певному значенні об'ємної витрати, питомі втрати тиску на перших по ходу рідини дроселях зрівнюються, і мостова схема буде зрівноважена.

Можливі три принципово різні мостові гідродинамічні вимірювальні схеми, які утворені з ламінарних і турбулентних дроселів:

а) міст утворений з двох ламінарних і двох турбулентних дроселів (2Л-2Т) (рис. 2);

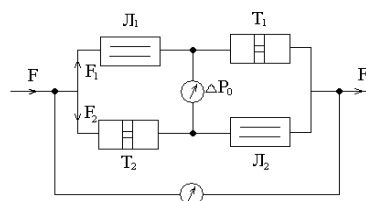


Рис. 2. Принципова мостова схема 2Л-2Т:

Л1, Л2 – ламінарні дроселі;
Т1, Т2 – турбулентні дроселі;
 ΔP_0 – перепад тиску у вимірювальній діагоналі;
 ΔP_m – перепад тиску на мосту;
 F – загальна витрата;
 F_1, F_2 – витрати в гілці моста

б) міст утворений з трьох ламінарних і одного турбулентного дроселя (3Л-1Т) (рис. 3);

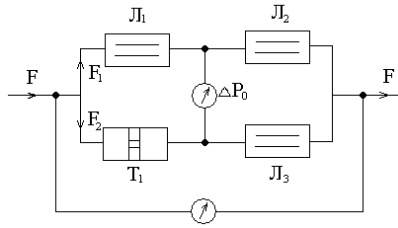


Рис. 3. Принципова мостова схема 3Л-1Т

в) міст утворений з одного ламінарного і трьох турбулентних дроселів (1Л-3Т) (рис. 4).

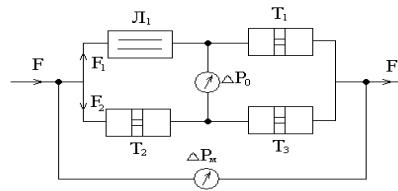


Рис. 4. Принципова мостова схема 1Л-3Т

Визначимо статичну характеристику перетворення моста 2Л-2Т по кінематичній в'язкості ν рідини на основі трьох рівнянь: двох рівнянь рівності перепаду тиску на суміжних дроселях в різних гілках мостової схеми і рівняння нерозривності потоку рідини:

$$\begin{aligned} K_{\Lambda_1} \mu F_1 &= K_{T_2} \rho F_2^2; \quad K_{T_1} \rho F_1^2 = K_{\Lambda_2} \mu F_2; \\ F_1 + F_2 &= F. \end{aligned} \quad (6)$$

Якщо припустити, що $F_2 = aF_1$, де a – коефіцієнт несиметричності, то початкову систему рівнянь (6) можна записати у вигляді:

$$F = \frac{K_{\Lambda_1} (1+a)}{K_{T_2} a^2} \nu; \quad F = \frac{K_{\Lambda_2} (1+a)}{K_{T_1} a^2} \nu. \quad (7)$$

Обидва рівняння системи (7) є рівнозначними статичними характеристиками перетворення за кінематичною в'язкістю, а тому, прирівнявши праві їх частини, можна отримати такий вираз для визначення коефіцієнта несиметричності:

$$a = \sqrt{\frac{K_{\Lambda_1} K_{T_1}}{K_{\Lambda_2} K_{T_2}}}. \quad (8)$$

Підставивши значення коефіцієнта a в систему рівнянь (7), отримаємо статичну характеристику перетворення схеми 2Л–2Т за кінематичною в'яз-

кістю у вигляді

$$F = \left(\frac{K_{\Lambda_2}}{K_{T_1}} + \sqrt{\frac{K_{\Lambda_1} K_{\Lambda_2}}{K_{T_1} K_{T_2}}} \right) \nu. \quad (9)$$

У випадку, коли в мостовій схемі ламінарні дроселі ідентичні і турбулентні дроселі також ідентичні, тобто:

$$K_{\Lambda_1} = K_{\Lambda_2} = K_{\Lambda}; \quad K_{T_1} = K_{T_2} = K_T,$$

рівняння (9) спрощується до такого вигляду:

$$F = \frac{2K_{\Lambda}}{K_T} \nu. \quad (10)$$

Відомо, що на вхідній ділянці ламінарного дроселя відбувається процес формування профілю швидкостей, який прийнято називати входним ефектом [6]. З урахуванням цього явища можна отримати уточнений вираз для визначення перепаду тиску на ламінарному дроселі:

$$\Delta P_{\Lambda}^* = K_{\Lambda} \mu F + K_{ex} \rho F^2, \quad (11)$$

де K_{ex} – конструктивний коефіцієнт, який враховує входні ефекти; $K_{ex} = m / (\pi^2 \alpha_{\Lambda}^2)$; m – поправка Гагенбаха.

З урахуванням входних ефектів, вихідна система рівнянь для визначення формули статичної характеристики перетворення мостової схеми 2Л–2Т приймає вигляд:

$$\begin{aligned} K_{\Lambda_1} \mu F_1 + K_{ex1} \rho F_1^2 &= K_{T_2} \rho F_2^2; \\ K_{\Lambda_2} \mu F_2 + K_{ex2} \rho F_2^2 &= K_{T_1} \rho F_1^2; \\ F_1 + F_2 &= F. \end{aligned} \quad (12)$$

Враховуючи коефіцієнт несиметричності a , перетворимо систему рівнянь (7) до такого вигляду:

$$F = \frac{K_{\Lambda_1} (1+a)}{a^2 K_{T_2} - K_{ex1}} \nu; \quad F = \frac{K_{\Lambda_2} a(1+a)}{K_{T_1} - a^2 K_{ex2}} \nu. \quad (13)$$

Коефіцієнт несиметричності мостової схеми може бути визначений з умови рівності коефіцієнтів при в'язкості ν в правих частинах обох рівнянь (13):

$$\begin{aligned} K_{\Lambda_2} K_{T_1} a^3 + K_{\Lambda_1} K_{\epsilon x_2} a^2 - \\ - K_{\Lambda_2} K_{\epsilon x_2} a - K_{\Lambda_1} K_{T_2} = 0. \end{aligned} \quad (14)$$

В обох рівняннях системи (13) коефіцієнти при в'язкості ν будуть додатними при виконанні умов:

$$a^2 K_{T_2} - K_{\epsilon x_1} > 0; \quad K_{T_1} - a^2 K_{\epsilon x_2} > 0.$$

Звідки витікає, що корінь рівняння (14) повинен знаходитись в таких межах:

$$K_{\epsilon x_1} K_{\epsilon x_2} < a < K_{T_1} K_{T_2}. \quad (15)$$

Враховуючи, що рівняння (14) не включає в себе параметрів рідини і її витрати та має один додатний корінь, можна стверджувати, що в момент рівноваги мостової вимірювальної схеми між витратою і кінематичною в'язкістю існує однозначна лінійна залежність.

У випадку, якщо дроселі попарно ідентичні:

$$K_{\Lambda_1} = K_{\Lambda_2} = K_{\Lambda}; \quad K_{\epsilon x_1} = K_{\epsilon x_2} = K_{\epsilon x};$$

$$K_{T_1} = K_{T_2} = K_T,$$

тобто коефіцієнт несиметричності a дорівнює 1, статична характеристика перетворення приймає вигляд

$$F = \frac{2K_{\Lambda}}{K_T - K_{\epsilon x}} \nu. \quad (16)$$

Статичну характеристику перетворення по густині мостової схеми $2\Lambda - 2T$ отримаємо, виходячи з того, що для моменту рівноваги мостової схеми, утвореної з попарно ідентичних ламінарних і турбулентних дроселів, перепад тиску на мосту ΔP_M дорівнює сумі перепадів тиску на ламінарному і турбулентному дроселі: $\Delta P_M = \Delta P_{\Lambda}^* + \Delta P_T$, причому

$$\Delta P_{\Lambda}^* = \Delta P_T.$$

Враховуючи те, що при такій побудові моста коефіцієнт несиметричності $a = 1$, отримаємо статичну характеристику перетворення по густині

$$\Delta P_M = 2\Delta P_T = 2K_{TP} \left(\frac{F}{2} \right)^2 = \frac{K_T F^2}{2} \rho. \quad (17)$$

Аналізуючи рівняння (16) і (17) з урахуванням того, що $\nu = \mu / \rho$, можна визначити статичну харак-

теристику розглянутої мостової вимірювальної схеми $2\Lambda - 2T$ по динамічній в'язкості:

$$\mu = \frac{(K_T - K_{\epsilon x}) \Delta P_M}{K_{\Lambda} K_T F}. \quad (18)$$

Для вимірювальної схеми, яка утворена трьома ламінарними і одним турбулентним дроселем $3\Lambda - 1T$, з врахуванням входових ефектів на ламінарних дроселях початкова система рівнянь для визначення статичної характеристики перетворення записується у вигляді:

$$K_{\Lambda_1} \mu F_1 + K_{\epsilon x_1} \rho F_1^2 = K_{T_1} \rho F_2^2;$$

$$K_{\Lambda_2} \mu F_1 + K_{\epsilon x_2} \rho F_1^2 = K_{\Lambda_3} \mu F_2 + K_{\epsilon x_3} \rho F_2^2; \quad (19)$$

$$F_1 + F_2 = F.$$

Розв'язуючи дану систему рівнянь з урахуванням коефіцієнта несиметричності a , отримаємо формулу статичної характеристики перетворення за кінематичною в'язкістю:

$$F = \frac{K_{\Lambda_1} (1 + a)}{K_{T_1} a^2 - K_{\epsilon x_1}} \nu. \quad (20)$$

Нижня границя коефіцієнта несиметричності a може бути знайдена виходячи з того, що знаменник в рівнянні (20) має бути додатним:

$$a > \sqrt{\frac{K_{\epsilon x}}{K_{T_1}}}. \quad (21)$$

Статичні характеристики перетворення схеми $3\Lambda - 1T$ по густині і динамічній в'язкості рідини аналогічні відповідно рівнянням (17) і (18), якщо всі ламінарні дроселі ідентичні, тобто

$$K_{\Lambda_1} = K_{\Lambda_2} = K_{\Lambda_3} = K_{\Lambda}.$$

Формула статичної характеристики перетворення мостової схеми $1\Lambda - 3T$ визначається із системи трьох рівнянь: двох рівнянь рівності перепадів тиску на суміжних дроселях, які знаходяться в різних гілках мостової схеми, і рівняння нерозривності потоку рідини:

$$\begin{aligned} K_{\Lambda_1} \mu F_1 + K_{\text{exl}} \rho F_1^2 &= K_{T_2} \rho F_2^2; \\ K_{T_1} \rho F_1^2 &= K_{T_3} \rho F_2^2; \quad F_1 + F_2 = F. \end{aligned} \quad (22)$$

Після розв'язання цієї системи рівнянь отримаємо статичну характеристику мостової вимірювальної схеми 1Λ – 3Т за кінематичною в'язкістю:

$$F = \frac{K_{\Lambda_1} (1+a)}{K_{T_2} a^2 + K_{\text{exl}}} v. \quad (23)$$

Оскільки статичний коефіцієнт перетворення в рівнянні (23) має бути додатнім числом, то отримуємо вираз, який обмежує допустимі співвідношення конструктивних коефіцієнтів:

$$K_{T_2} K_{T_1} > K_{\text{exl}} K_{T_3}. \quad (24)$$

Якщо в мостовій схемі 1Λ – 3Т всі три турбулентні дроселі ідентичні – $K_{T_1} = K_{T_2} = K_{T_3} = K_T$, то статична характеристика перетворення по густині рідини описується рівнянням (17), а за динамічною в'язкістю – рівнянням (18).

Проведений нами аналіз показує, що всі три можливі вимірювальні схеми 2Λ – 2Т, 3Λ – 1Т і 1Λ – 3Т мають аналогічні статичні характеристики перетворення по кінематичній, динамічній в'язкості і густині досліджуваної рідини. З точки зору конструювання і технологічності виготовлення, найбільше доцільним є використання схеми 2Λ – 2Т.

Для даної схеми в табл. 1 наведені рівняння для інженерних розрахунків статичних характеристик перетворення за кінематичною в'язкістю і густиною у випадку використання циліндричних капілярів, як ламінарних дроселів і діафрагм, як турбулентних дроселів.

Таблица 1

Вирази для визначення статичного коефіцієнта перетворення.

Формула статичної характеристики перетворення	
За кінематичною в'язкістю v	За густиною ρ

$\frac{d_{\Lambda} - 2a^2 m d_T^4}{32\pi l_{\Lambda} a^2 d_T^4} F$	$\frac{a^2 \pi^2 d_T^4}{4} \cdot \frac{\Delta P_M}{F^2}$
--	--

Висновки

Проведені теоретичні дослідження показали, що гідродинамічні вимірювальні схеми, які побудовані на основі мостових дросельних перетворювачів, дозволяють здійснювати одночасне вимірювання таких нормованих показників якості авіаційних палив, як густина, кінематична і динамічна в'язкість. Подальші дослідження повинні бути направлені на визначення динамічних характеристик мостових дросельних перетворювачів, для створення оптимальних не тільки по метрологічним, а й по динамічних характеристиках інформаційно-вимірювальних систем в'язкості і густини авіаційних палив.

Література

1. Бойченко С.В., Иванов С.В., Бурлака В.Г. Моторные топлива и масла для современной техники. – К.: НАУ, 2005. – 216 с.
2. Кузьменко О.Ю. Ротационные вискозиметры с СВЧ системой преобразования контролируемого параметра. Автореф. дис.... канд. техн. наук. – Тамбов: ТГТУ, 2003. – 20 с.
3. Древецький В.В., Юрчевський С.В. Електрофлюїдний давач динамічної в'язкості // Методи та прилади контролю якості. – 2005. – № 15. – С. 120-122.
4. Древецький В.В., Юрчевський С.В. Електрофлюїдний метод неперервного контролю в'язкості авіаційних палив // Матеріали МНТК «Проблеми хімотології». – К.: НАУ, 2006. – С.148-150.
5. Древецький В.В. Гідродинамічні вимірювальні перетворювачі в'язкості і густини нафтопродуктів // Матеріали МНТК «Проблеми хімотології». – К.: НАУ, 2006. – С. 150-153.
6. Теплюх З.М., Друль Я.Г., Ділай І.В. Застосування формули Пуазейля для розрахунку капілярних елементів // Вимірювальна техніка та метрологія. – 1995. – № 51. – С. 53-55.

Надійшла до редакції 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. З.Р. Маланчук, Національний університет водного господарства і природокористування, Рівне.

УДК 620.92

Ю.Н. ХАРИТОНОВ

Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Украина

ВЫБОР СТРАТЕГИИ РЕКОНСТРУКЦИИ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Рассмотрены основные виды возможных стратегий реконструкции сложных технических систем. Приведены характеристические уравнения (неравенства) стратегий реконструкции.

стратегия, управление проектами, реконструкция, сложная техническая система, теплоснабжение

Введение

Сложные технические системы, к которым относятся системы теплоснабжения (СТС) большинства городов Украины, находятся в эксплуатации более 50 лет и в настоящее время требуют решения комплекса задач актуальной научно-прикладной проблемы: модернизации и реконструкции [1 – 2].

Методологические основы исследований сложных технических систем, в частности, систем теплоснабжения, которые были заложены в фундаментальных работах Л.П. Мелентьева и получили свое развитие в работах научных школ Н.И. Воропая, А.А. Меренкова, П.С. Попырина, В.А. Смирнова, Е.В. Сенновой и др. указывают на сложность решения данной проблемы ввиду того, что реконструкция СТС представляет собой задачу многокритериальную, с большим числом оптимизируемых параметров [3 – 9].

Известные исследования СТС в той или иной мере затрагивают отдельные вопросы основ теории организации и управления проектами их реконструкции, однако, до сих пор остаются нерешенными задачи обоснования направлений развития систем теплоснабжения в энергетических программах, разработки экономических механизмов и структур управления теплоснабжением, многие другие.

Формулирование проблемы. Выполненный

анализ [10 – 13] показывает, что в отношении проблем организации и управления проектами реконструкции системы теплоснабжения к настоящему времени не разработано единого подхода к вопросам определения стратегий выполнения проекта, что объясняется привязкой данной характеристической составляющей к многообразию задач конкретных проектов.

Задачей данного исследования является определение основных видов стратегий реконструкции СТС и условий их выбора.

Решение проблемы

Рассмотрим жизненный цикл проекта (промежуток времени между моментом появления идеи проекта и моментом конца его осуществления) в фазе формирования концепции проекта. На данном этапе определяются конечные цели проекта, выявляются пути их достижения, идет разработка концепции проекта.

Таким образом, на данном этапе по отношению к системам теплоснабжения необходимо сформировать требования к структурным $\{N\}$ и параметрическим $\{Q\}$ показателям системы на определенный момент времени $\tau_i = t$, $i = \overline{1, T}$, где $\{N\}$, $\{Q\}$ – соответственно множества структурных и параметрических показателей системы:

$$N = \begin{vmatrix} N_0 \\ N_i \\ N_{i+1} \\ \dots \\ \dots \\ N_n \end{vmatrix}; \quad Q = \begin{vmatrix} Q_0 \\ Q_i \\ Q_{i+1} \\ \dots \\ \dots \\ Q_m \end{vmatrix}.$$

Вполне очевидно, что помимо сложных внутренних взаимосвязей множеств $\{N\}$ и $\{Q\}$, их характеристики формируются под воздействием внешних условий, т.е. множества внешних факторов $F = \{F_0, F_i, F_{i+1} \dots F_k\}$, $N_i = f(F)$; $Q_i = f(F)$.

В свою очередь, значения показателей $\{F_0, F_i, F_{i+1} \dots F_k\}$ находятся в зависимости от временной составляющей: $F = f(\tau_i)$, $i = \overline{1, T}$. Так, при $\tau = 1$ множество $F = \{F_0, F_i, F_{i+1} \dots F_k\}$, $F_i \in F = const$, а при $\tau = i$ множество F может трансформироваться во множество $grF = \{grF_0, grF_i, grF_{i+1} \dots grF_k\}$, $grF_i \in grF$. При этом соответствие между исходными и текущими показателями множеств F и grF может быть нарушено или оставаться без изменений.

Можно сделать вывод о том, что значения структурно-параметрических показателей системы (при $\tau_i = T$) находятся в зависимости от градиентов идентичных показателей множеств внешних факторов F и grF , сформированных соответственно на момент начала проекта F при $\tau_i = 1$ и на момент его окончания grF при $\tau_i = T$ (получение прогнозных характеристик).

Для удобства последующих исследований, более предпочтительным является представление матрицы внешних факторов (квалиметрических и характеристических показателей) в виде отношений соответствующих показателей множеств F и grF .

$$\overline{F} = \left| \frac{grF_0}{F_0}, \frac{grF_i}{F_i}, \frac{grF_{i+1}}{F_{i+1}}, \dots, \frac{grF_k}{F_k} \right|.$$

Анализ матрицы $\overline{F}$ позволяет оценивать изменения внешней среды (условий) на момент времени $\tau_i = t$ и соответственно формировать основные ис-

ходные данные для модели расчета структурно-параметрических показателей СТС.

При известных значениях количества ресурса на реконструкцию и количества свободного ресурса, а также их соотношений:

$$\min_{i=\overline{1, T}} P_s \geq \max_{i=\overline{1, T}} P_n \quad \text{или} \quad \min_{i=\overline{1, T}} P_s < \max_{i=\overline{1, T}} P_n,$$

где P_s – количество свободного ресурса;

P_n – количество ресурса на реконструкцию, можно получить по аналогии с матрицей $\overline{F}$ матрицу относительных показателей системы q множества Q :

$$q = \left| \frac{q_0^{\tau=T}}{q_0^{\tau=1}}, \frac{q_i^{\tau=T}}{q_i^{\tau=1}}, \frac{q_{i+1}^{\tau=T}}{q_{i+1}^{\tau=1}}, \dots, \frac{q_n^{\tau=T}}{q_n^{\tau=1}} \right|.$$

На основе сопоставительного анализа значений комплексного показателя P , составленного из элементов матрицы q , можно сформулировать основные виды стратегий реконструкции:

а) стратегия реконструкции направлена на поддержание заданных структурно параметрических показателей при условии:

$$P = \frac{\sum_{i=1}^n q_i^{\tau=T} K_i^{\tau=T}}{\sum_{i=1}^n q_i^{\tau=1} K_i^{\tau=1}} \rightarrow 1;$$

б) стратегия реконструкции направлена на развитие, при условии:

$$P = \frac{\sum_{i=1}^n q_i^{\tau=T} K_i^{\tau=T}}{\sum_{i=1}^n q_i^{\tau=1} K_i^{\tau=1}} > 1;$$

в) стратегия реконструкции направлена на свертывание, при условии:

$$P = \frac{\sum_{i=1}^n q_i^{\tau=T} K_i^{\tau=T}}{\sum_{i=1}^n q_i^{\tau=1} K_i^{\tau=1}} < 1,$$

где K_i – коэффициент весомости показателя.

Иллюстрация стратегий реконструкции СТС приведена на рис. 1.

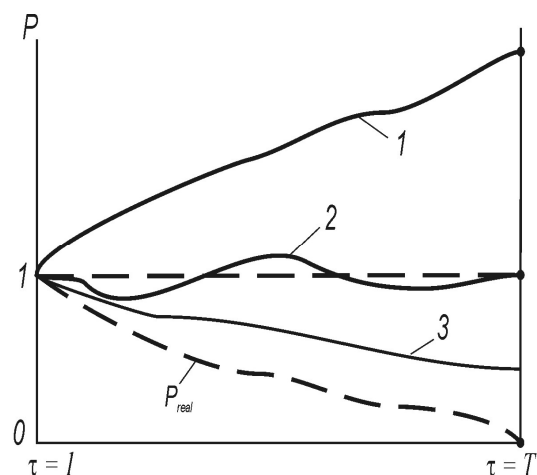


Рис. 1. Стратегии реконструкции:

- 1 – реконструкция на развитие ($P > 1$);
 2 – реконструкция на поддержание ($P \rightarrow 1$);
 3 – реконструкция на свертывание ($P < 1$);
 P_{real} – состояние системы без реконструкции

Заключение

Предложенные характеристические уравнения (неравенства) позволяют осуществлять выбор стратегии реконструкции сложных технических систем.

Литература

1. Закон України “Про теплопостачання” № 2633-IV від 02.06.2005.
2. Правила приєднання когенераційних установок до електричних мереж НКРЕ (Постановление, N 47 від 21.01.2006 р.).
3. Абраменкова В.А., Воропай Н.И., Заславская Т.Б. Структурный анализ электроэнергетических систем (в задачах моделирования и синтеза). – Новосибирск: Наука, 1990. – 224 с.
4. Андрищенко А.И. Методика системных термодинамических исследований в теплоэнергетике. – Саратов: Сарат. гос. техн. ун-т, 1996. – 72 с.

5. Мелентьев Л.А. Научные основы теплофикации и энергоснабжения городов и промышленных предприятий: Избранные труды. – М.: Наука, 1993. – 364 с.

6. Мелентьев Л.А. Оптимизация развития и управления больших систем энергетики. – М.: Наука, 1982. – 323 с.

7. Мелентьев Л.А. Системные исследования в энергетике. Элементы теории, направления развития. Изд-е 2-е, доп. – М.: Наука, 1983.

8. Сеннова Е.В., Сидлер В.Г. Математическое моделирование и оптимизация развивающихся теплоснабжающих систем. – Новосибирск: Наука, 1987. – 291 с.

9. Энергетика России в переходный период. Проблемы и научные основы развития и управления / Под ред. А.П. Меренкова. – Новосибирск: Наука, 1996. – 359 с.

10. Бусленко В.Н. Автоматизация имитационного моделирования сложных систем. – М.: Наука, 1977. – 240 с.

11. Бусленко Н.П. Моделирование сложных систем. – М.: Наука, 1978. – 399 с.

12. Исследование систем теплоснабжения / Л.С. Попырин, К.С. Светлов, Г.М. Беляева и др. – М.: Наука, 1989. – 215 с.

13. Кини Р. Размещение энергетических объектов: выбор решений: Пер. с англ. – М.: Энергоатомиздат, 1983. – 320 с.

Поступила в редакцию 10.04.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. К.В. Кошкин, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев.

УДК 339

Е.А. ПАРШАКОВ¹, О.Н. ПАРШАКОВА¹, Т.А. БОЖЕНЕНКО²

¹Харьковский институт экономики рыночных отношений и менеджмента, Украина

²Харьковский аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНСТРУМЕНТОВ КОМПЛЕКСА МАРКЕТИНГА ДЛЯ СОЗДАНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОЙ УСЛУГИ

Рассмотрена возможность использования отдельных инструментов комплекса маркетинга для привлечения репродукторов в сфере услуг, приведена методика расчета конкурентоспособной услуги.

комплекс маркетинга маркетинговые исследования, продуцент, конкурентоспособность услуги

Введение. Маркетинг – это постоянный и систематический анализ потребностей рынка, способствующий разработке эффективных продуктов (товаров / услуг) с особыми качественными характеристиками, предназначенных для конкретных групп потребителей. Эти особые характеристики отличают услуги предприятия от услуг конкурентов и, таким образом, предприятие получает стойкие конкурентные преимущества. Успешная организация и осуществление маркетинговых мероприятий позволяет оперативно и своевременно выявить и ликвидировать недостатки в стратегическом планировании, организации и реализации деятельности предприятия, а также в системе управления в целом, наладить тесное сотрудничество с обществом [1 – 9].

1. Комплекс маркетинга и его структурные элементы, используемые продуcentом для моделирования обращения Услуга – ключевой элемент комплекса маркетинга, составляющими которого являются характеристики услуги, сервис, торговая марка и ассортимент. Все характеристики очень важны, но лишь как средство получения репродуктором благ. Принятие решений по каждому из составляющих услуги предусматривает необходимость определиться, что именно покупает репродуктор – какими характеристиками должна обладать услуга, за которую потребитель согласен заплатить определенную сумму денег. Качественные и количественные характеристики производимой услуги должны быть расширены ассортиментом в широту (количество наиме-

нований услуг) и глубину (количество видов по каждому наименованию услуги), подкреплены соответствующим сервисом и долгосрочными гарантиями.

Сегодня на рынке услуг побеждает не тот, кто завоюет новых репродукторов, а тот, кто сумеет удержать уже имеющихся. Поэтому на первый план в конкурентной борьбе выступает сервис. Элементами сервисного обслуживания являются: гарантия; инструктаж и рекомендации до и после приобретения услуги; подготовка персонала; работа с жалобами клиентов; обеспечение документацией; оперативность выполнения заказов.

Определение цены – одна из актуальных маркетинговых задач в сфере услуг. С одной стороны цена должна быть такой, чтобы ее смог заплатить потенциальный репродуктор, а с другой – обеспечить прибыль фирме. Схематически процесс ценообразования представлен в следующей последовательности действий: определение целей ценообразования; анализ спроса на услуги; анализ затрат; анализ цен конкурентов; выбор метода ценообразования; выбор ценовой стратегии; установление окончательных цен.

Главным содержанием политики распределения является выбор оптимальной схемы производства услуги (напрямую или через посредников), ее реализация, а также послепродажное (сервисное) обслуживание потребителей.

Продвижение услуги на рынке предусматривает эффективные контакты продуcentа с клиентами. К конкретным формам продвижения услуги можно от-

нести: рекламу; стимулирование сбыта (предоставление торговых скидок, торговля в кредит); формирование долгосрочных связей с общественностью с целью создания позитивного имиджа компании и ее услуг; директ – маркетинг; синтетические средства маркетинговых коммуникаций – выставки, спонсорство, интегрированные маркетинговые коммуникации в местах оказания услуг; брендинг, ребрендинг.

В последнее время перечень элементов marketing mix дополнился еще несколькими «Р», например, people (люди) и другими.

Каждый из элементов комплекса маркетинга является формой удовлетворения потребностей клиента. Успешный бизнес предлагает именно то, что необходимо репродуктору.

2. Методика оценки конкурентоспособности услуг. В условиях конкуренции важно определить, насколько услуга соответствует сложившемуся уровню и характеру общественных потребностей. Конкурентоспособность услуг всегда относительная величина. Она имеет значение только в рамках процедуры сравнения конкурирующих услуг. При оценке конкурентоспособности услуги используется информация о свойствах и качествах услуги. Формы выражения этих характеристик могут быть различными. Существуют качественные и количественные выражения информации об услугах.

Существует два вида индексации: динамическая и пространственная. Если индекс характеризует изменение процесса во времени, он является динамическим. Если индекс характеризует изменение процесса в пространстве, он является пространственным. Базой для сравнения служит средний показатель по территории. Индексы остальных объектов показывают отклонения от среднего показателя. Пространственный индекс применяется при характеристике распределения спроса в территориальных границах выбранного сегмента рынка. Возможно совмещение пространственного и динамического индексов. При этом в качестве базы используется динамический индекс.

Для получения информации и возможности контроля, качественным характеристикам продуцент придает количественную форму. С этой целью ис-

пользуются балльные оценки, полученные экспертным методом. Условия применения экспертного метода: достаточное число экспертов; компетентность экспертов в отношении изучаемой проблемы; однозначность и ясность поставленных вопросов; независимость суждений.

Для оценки конкурентоспособности услуг используются показатели: экономические; организационные; классификационные; конструктивные (для ремонтных служб); эргономические; социальные, с помощью которых отражается соответствие услуги особенностям личности, социальной группы и общества в целом; эстетические.

Конкурентоспособность услуги определяется только теми свойствами, которые представляют существенный интерес для репродуктора. Все показатели услуги, выпадающие за рамки, не рассматриваются при оценке конкурентоспособности как не повышающие ценности в конкретных условиях.

Для оценки конкурентоспособности услуги используется методика, включающая такие этапы: разработка списка главных оценочных показателей; проставление балльных оценок показателей по определенной шкале; суммирование оценок.

Наибольшая сумма баллов будет соответствовать наиболее конкурентоспособной услуге. Более корректно – ранжировать показатели и их балльные оценки по степени значимости

$$K_0 = \sum_{i=1}^n a_i \cdot K_i, \quad (1)$$

где K_0 – обобщенная (совокупная) балльная оценка; K_i – балльная оценка i -го показателя; a_i – коэффициент значимости i -го показателя.

Коэффициент значимости определяется экспертами одновременно с выставлением баллов. Такая оценка осуществляется в несколько этапов.

Этап 1. Формулировка требований репродуктора к услуге и определение перечня показателей, подлежащих оценке.

Этап 2. Ранжирование показателей. Выстраивается ранжированная оценка показателей по степени значимости с позиций репродукторов. Достоверный

результат получается при использовании в качестве экспертов потребителей целевого рынка.

Этап 3. Оценка выбранных показателей. Осуществляется отдельно по каждой из конкурирующих групп или по группе услуг, оказываемой каждым из основных конкурентов. Если возможны прямые количественные оценки, показатели представляются в натуральных единицах измерения или других количественных показателях (долях, индексах, удельных весах). Качественные оценки выражаются условными количественными оценками – баллами.

Этап 4. Выбор «эталона сравнения». Базой сравнения – «эталонном» – может служить набор показателей по любой из сравниваемых услуг и фирм. В качестве «эталона» могут служить показатели конкурентоспособности услуг продуцента, выполняющего оценку.

Этап 5. Сравнение показателей. Осуществляется последовательное сравнение каждого из показателей с аналогичным «эталонным» показателем. Итоговые характеристики таких сравнений – индексы отдельных показателей конкурентоспособности, показывающие, насколько каждый из показателей отличается от такого же показателя конкурентов. Индексы могут быть больше или меньше 1 и являются безразмерной величиной

$$Y_i = K_i / K_i^0, \quad (2)$$

где Y_i – индекс i -го показателя конкурентоспособности (обобщающий); K_i – величина i -го показателя (в любых единицах измерения); K_i^0 – эталонная величина i -го показателя, в тех же единицах измерения, что и K_i .

Этап 6. Определение обобщающего показателя конкурентоспособности. Безразмерная величина индекса позволяет исчислить обобщающий (интегральный) индекс конкурентоспособности по каждой конкурирующей услуге или по продуценту – конкуренту. При этом используется формула

$$Y_0 = \sum_{i=1}^n (\varphi_i \cdot Y_i) / \sum_{i=1}^n \varphi_i, \quad (3)$$

где Y_0 – индекс конкурентоспособности (обобщающий); Y_i – индекс i -го показателя конкурентоспо-

собности; φ_i – вес i -го показателя конкурентоспособности с позиций потребителей.

Наибольший индекс конкуренции будет соответствовать наиболее конкурентоспособному объекту.

Индекс конкуренции не может использоваться в качестве абсолютного значения, но полностью пригоден при поиске сравнительных характеристик.

Вывод. Метод обладает преимуществами: точностью учета значимости отдельных показателей и степени их влияния на интегральный показатель конкурентоспособности; снижает уровень использования условных количественных оценок, поскольку многие показатели измеряются прямым методом; дает возможность использовать информацию, получаемую непосредственно от репродуцентов.

Литература

1. Аникеев С. Методика разработки плана маркетинга. – М.: Фолиум, 1996. – 160 с.
2. Березин И. Практика исследования рынков. – М.: Бератор-Пресс, 2003. – 374 с.
3. Войчак А.В. Маркетинговый менеджмент. – К.: КНЕУ, 1998. – 412 с.
4. Гильберт А., Черчилль Т. Маркетинговые исследования: теория, методология и практикв. – СПб.: Питер, 2000. – 752 с.
5. Коломиец А.Н. Маркетинг: Учебник – Х.: ХНУ, 2003. – 60 с.
6. Котлер Ф. Управление маркетингом. – М.: Экономика, 1980. – 223 с.
7. Котлер Ф. Основы маркетинга. – М.: Прогресс, 1990. – 735 с.
8. Мак Дональд М. Стратегическое планирование маркетинга. – С.-Пб: Питер, 2000. – 267 с.
9. Березин И. Практика исследования рынков. – М.: Бератор-Пресс, 2003. – 374 с.

Поступила в редакцию 17.04.2007

Рецензент: канд. техн. наук, доцент Ю.Ю. Гусева, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

УДК 621.9.113.2.001.37

В.Е. КАРПУСЬ, А.В. КОТЛЯР, В.А. ИВАНОВ, Д.А. МИНЕНКО

Национальный технический университет "ХПИ", Украина

ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ МНОГОЦЕЛЕВЫХ СТАНКОВ

Для оценки эффективности использования многоцелевых станков предложено использовать критерии оптимальности – интенсивность формообразования и интенсивность прибыли. Даны сравнения интенсивности формирования для различных процессов механической обработки. Приведен сравнительный анализ оптимальной скорости резания рассчитанный по критериям оптимальности: технологическая себестоимость, приведенные затраты, интенсивность формообразования, интенсивность прибыли. Проанализированы факторы, влияющие на производительность обработки.

многоцелевой станок, производительность обработки, критерии оптимальности, интенсивность формообразования, интенсивность прибыли, установочно-зажимное приспособление

Производительность обработки на металлорежущих станках зависит от величины технологического времени, затрачиваемого непосредственно на процесс формообразования, и вспомогательного времени, связанного с его подготовкой.

Сокращение затрат технологического времени достигается назначением наивыгоднейших режимов резания в соответствии с обоснованно выбранным критерием оптимальности.

Комплексно учесть влияние технологических, конструктивных и эксплуатационных факторов при этом позволяет критерий интенсивности формообразования [1], имеющий абсолютный характер и применяемый при решении оптимальных задач анализа и синтеза технологических систем на всех этапах проектирования.

На рис. 1 показана диаграмма, характеризующая соотношение технологической интенсивности формообразования W_T , цикловой интенсивности формообразования W_C и нормативной интенсивности формообразования W_H для различных видов обработки и моделей металлорежущих станков, позволяющая объективно сопоставить их потенциальное влияние на производительность обработки.

По своей сути критерий "интенсивность формообразования" является техническим и характеризует совершенство оборудования и технологий.

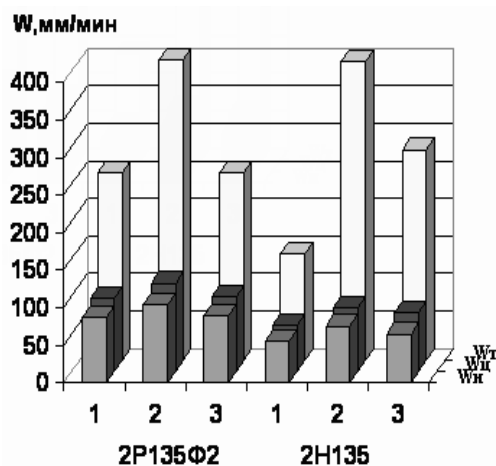


Рис. 1. Диаграмма интенсивности формообразования: 1 – сверление; 2 – зенкерование; 3 – развертывание

К наиболее применяемым экономическим критериям относятся себестоимость и приведенные затраты. Обычно оперируют технологической себестоимостью, учитывающей только те статьи затрат, величина которых меняется при переходе от одного технологического процесса к другому, поскольку прочие цеховые расходы при этом обычно не изменяются.

На рис.2, 3 показаны зависимости нормативной интенсивности формообразования для различных видов обработки и моделей металлорежущих станков от геометрических параметров обработки (диаметр и длина), позволяющие адекватно оценить и

сопоставить их влияние на величину нормативной производительности обработки.

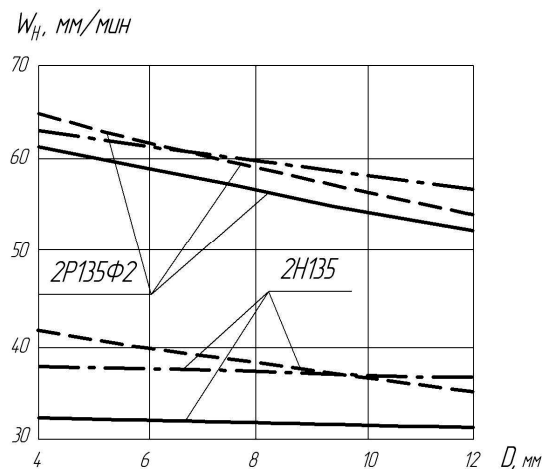


Рис. 2. Зависимость нормативной интенсивности формообразования стержневых инструментов от диаметра обрабатываемого отверстия при обработке 4-х отверстий в стальной заготовке с $L = 15$ мм: (—) – сверление; (— · — · —) – зенкерование; (-----) – развертывание

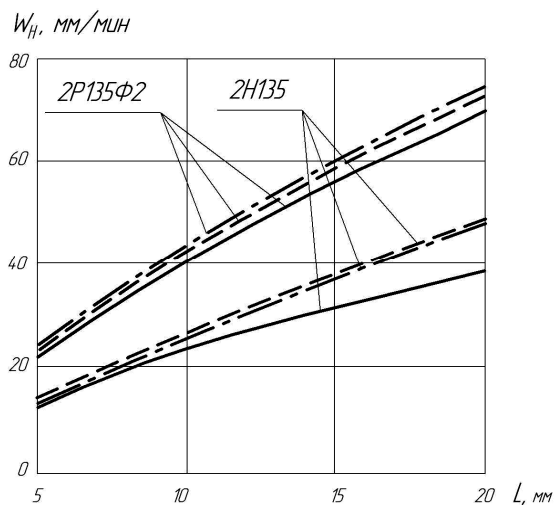


Рис. 3. Зависимость нормативной интенсивности формообразования стержневых инструментов от длины обрабатываемого отверстия при обработке 4-х отверстий в стальной заготовке с $D = 8$ мм: (—) – сверление; (— · — · —) – зенкерование; (-----) – развертывание

В современных условиях частной собственности на средства производства вследствие действия законов рыночной экономики и конкурентной борьбы целью производственной деятельности частных и

акционерных предприятий является получение максимальной прибыли, поэтому целесообразно использовать критерии, характеризующие величину дохода или прибыли. Например, величина дохода или прибыли, получаемая в единицу времени эксплуатации технологической системы, характеризует интенсивность дохода (прибыли) и может рассматриваться как технико-экономический критерий оптимальности.

Нами выполнены аналитические исследования процессов обработки отверстий в корпусных деталях из серого чугуна спиральными сверлами, оснащенными режущей частью из твердого сплава ВК8. Значения оптимальной стойкости режущих инструментов, рассчитанные с использованием различных критериев оптимальности, существенно отличаются между собой (рис. 4).

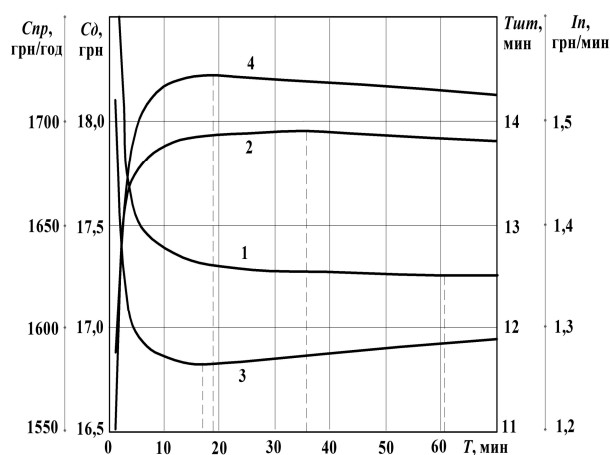


Рис. 4. Определение оптимальной стойкости сверл по различным критериям оптимальности: 1 – приведенные затраты; 2 – технологическая себестоимость; 3 – штучнокалькуляционное время; 4 – интенсивность прибыли

Стойкость инструментов, обеспечивающая максимальную интенсивность формообразования и наиболее высокую интенсивность прибыли составляет соответственно 16 и 18 мин, тогда как стойкость инструментов обеспечивающая минимальную себестоимость изделия и минимальные приведенные затраты, составляет соответственно 37 и 61 мин.

Критерий оптимальности интенсивность прибыли позволяет определять режимы резания в зависимости от ситуации, сложившейся на рынке и адекватно реагировать на изменение рыночных цен. Увеличением спроса на изделие приводит к росту его рыночной цены. Оптимальная стойкость с ростом цены изделия уменьшается и приближается к периоду оптимальной стойкости, соответствующей максимальной производительности оборудования.

Сравнительный анализ наивыгоднейших режимов обработки систем крепежных и вспомогательных отверстий, рассчитанных с использованием различных критериев оптимальности (рис. 5), показал, что критерий интенсивности прибыли позволяет обосновано выбирать наивыгоднейшие периоды стойкости, обеспечивающие высокопроизводительную обработку.

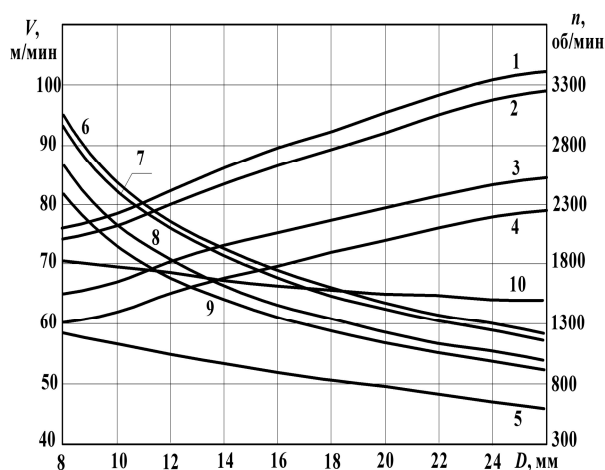


Рис. 5. Уровни режимов резания:

1...5 – $V = f(D)$; 6...10 – $n = f(D)$

по следующим критериям оптимальности:

- 1, 6 – нормативная интенсивность формообразования;
- 2, 7 – интенсивность прибыли;
- 3, 8 – технологическая себестоимость;
- 4, 9 – приведенные затраты;
- 5, 10 – по нормативам [2]

Рассчитанные по критерию интенсивности прибыли режимы резания близки к режимам максимальной производительности, но учитывают при этом цену детали и заготовки, а также затраты на режущий инструмент.

Производительность обработки на многоцелевых сверлильно-фрезерно-расточных станках с ЧПУ в значительной степени определяется затратами вспомогательного времени, на величину которых большое влияние оказывает конструкция применяемой технологической оснастки. От нее зависит время на установку и снятие детали, на переналадку и управление установочно-зажимным приспособлением (УЗП), очистку базовых поверхностей и т. д. Важным фактором сокращения вспомогательного времени является уменьшение времени переналадки технологической оснастки при переходе к обработке деталей другого типоразмера за счет оптимального выбора конструкции механизмов регулирования установочных и зажимных элементов УЗП.

В последние десятилетия прошлого века в машиностроении расширялось производство и применение систем сборочных приспособлений основные достоинства которых связаны с тем, что они обеспечивают: возможность получения специализированной технологической оснастки, наиболее полно отвечающей решению конкретной технологической задачи; сокращение проектирования и изготовления за счет высокой степени унификации и стандартизации элементов и узлов конструкции; увеличение надежности за счет совершенствования конструктивных параметров деталей и узлов; улучшение условий эксплуатации и ремонтпригодности за счет уменьшения разнообразия конструкций элементов УЗП; удешевление производства [3].

В экономическом аспекте особенностью внедрения комплектов УЗП в производство является необходимость крупных предварительных капитальных вложений. Так, например стоимость комплекта элементов сборных приспособлений УСП-8 на сегодняшний день составляет более 400 тыс. гривен. Это обстоятельство существенно ограничивало применение сборной оснастки в период стабильного развития промышленности, а в условиях структурной перестройки украинского машиностроения является

практически непреодолимым препятствием. Таким образом, перспективными в украинском машиностроении являются системы безналадочных и наладочных УЗП, достоинствами которых является близость по точности, габаритным размерам, массе и удобству в работе к неразборным УЗП; жесткость конструкции; минимальные погрешности установки заготовок; возможность механизации зажима заготовок.

Основными направлениями развития переналаживаемых УЗП являются: повышение жесткости и точности установки заготовок; повышение производительности за счет сокращения затрат времени на переналадку, а также применения быстродействующих механизированных прижимных устройств; применение переналаживаемых устройств, расширяющих технологические возможности обработки заготовок без изменения их базирования; повышение надежности приспособлений; автоматизация и механизация процесса переналадки УЗП; обоснованное уменьшение разнообразия конструкций УЗП и повышение степени унификации их элементов; определение условий эффективного применения различных типов УЗП в конкретных производственных условиях.

Применительно к УЗП для станков с ЧПУ перспективной является разработка систем автоматической переналадки путем регулирования положения установочных и зажимных элементов при смене объекта обработки.

Выводы

1. При обработке на сверлильно-фрезерно-расточных многоцелевых станках систем вспомогательных отверстий оптимальные режимы резания целесообразно назначать как для многоинструмент-

ных наладок по критериям интенсивности прибыли или интенсивности формообразования.

2. Сравнительный анализ наивыгоднейших режимов обработки систем крепежных и вспомогательных отверстий, рассчитанных с использованием различных критериев оптимальности, показал, что критерии интенсивности прибыли и интенсивности формообразования позволяют обосновано выбирать наивыгоднейшие периоды стойкости, обеспечивающие высокопроизводительную обработку.

3. Для оснащения металлорежущих станков с ЧПУ целесообразно применять переналаживаемые безналадочные и наладочные приспособления с быстродействующими зажимными устройствами, развивая подходы к разработке систем автоматической переналадки УЗП.

Литература

1. Карпусь В.Е. Интенсивность формообразования технологических систем // Вестник машиностроения: Научн.-техн. журн. – 2000. – № 2. – С. 30-34.
2. Общемашиностроительные нормативы времени и режимов резания для нормирования работ, выполняемых на универсальных и многоцелевых станках с числовым программным управлением. В 2-х ч. Ч. 2. Нормативы режимов резания. – М.: Экономика, 1990. – 478 с.
3. Жолткевич Н.Д., Мовшович И.Я., Кобзев А.С. Обратимая технологическая оснастка для ГПС. – К.: Техника, 1992. – 216 с.

Поступила в редколлегию 8.04.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.А. Пермяков, Национальный технический университет "ХПИ", Харьков.

УДК 338. 45: 621

Н.А. МИХАЙЛОВА

ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД ПРИ СОЗДАНИИ ИЗДЕЛИЯ НА ЗАДАННУЮ СЕБЕСТОИМОСТЬ

Рассматривается проблема выбора конструктивно-технологических решений на ранних стадиях проектирования деталей ГТД. Представлено описание влияния производственной трудоемкости (как одного из показателей технологичности конструкции деталей ГТД) на формирование экономических показателей изделия. Предложена система многофакторных статистических моделей прогнозирования трудоемкости серийного изготовления деталей ГТД по типовым тех. процессам. В моделях учитывается влияние конструктивных, технологических и организационно-технических факторов, что обеспечивает высокую точность расчетов.

газотурбинные двигатели, прогнозирование трудоемкости изготовления, многофакторные модели, технологичность

Введение

Прогноз трудоемкости производства газотурбинных двигателей (ГТД) необходим на ранней стадии проектирования изделий, поскольку позволяет обосновать цену контракта на поставку двигателя с учетом себестоимости его производства.

Расходы, относимые на основную заработную плату основных производственных рабочих и определяемые трудоемкостью изготовления ГТД, составляют, в среднем, 4÷7% от полной себестоимости двигателя. В то же время, несмотря на небольшую долю в себестоимости, эта статья калькуляции является одной из важнейших при прогнозировании себестоимости в связи с тем, что расходы по содержанию и эксплуатации оборудования, цеховые и общезаводские расходы обычно рассчитываются в процентах к производственной зарплате и составляют по отношению к ней 400% и более. Ошибка в определении трудоемкости и суммы расходов на заработную плату основных производственных рабочих существенно влияет на точность прогнозирования производственных затрат при создании изделия на заданную себестоимость.

На трудоемкость и стоимость изготовления в се-

рийном производстве современных ГТД в значительной мере влияет технологичность конструкции деталей двигателя, поэтому на ранних стадиях проектирования для обеспечения расчетного лимита себестоимости ГТД необходима отработка деталей двигателя на технологичность.

Формулирование проблемы. Существующие методы прогнозирования не могут быть использованы на ранних стадиях проектирования (модели не отражают многовариантность технологических решений, построены для среднеотраслевого уровня технологии и включают параметры, известные лишь на последних этапах проектирования, то есть при анализе необходимо иметь рабочие чертежи). Необходимо разработка нового метода, позволяющего по ограниченной конструкторской и технологической информации об изделии определять его трудоемкость и себестоимость.

Решение проблемы

Для решения проблемы автором предлагается метод оценки и выбора конструктивно-технологических решений в условиях ограниченной информации о конструкции, в основе которого лежат автор-

ские многофакторные статистические модели, описывающие взаимосвязи параметров конструкции, характеристик технологического процесса и технико-экономических показателей, характеризующих технологичность конструкции: деталей, узлов и ГТД.

Построение моделей включает решение следующих задач:

- 1) анализ закономерностей формирования основных показателей технологичности (автор исследует проблему формирования производственной трудоемкости), включающий анализ структуры технологического процесса, взаимосвязей его характеристик с конструктивными параметрами и показателями технологии;
- 2) выявление основных характеристик технологических процессов, определяющих формирование показателей технологичности;
- 3) выбор наиболее важных конструктивных и технологических факторов, влияющих на уровень трудоемкости;
- 4) формализованное описание процесса формирования трудоемкости конструкции;
- 5) численное решение конкретных математических моделей.

Данная методика предназначена для прогнозирования трудоемкости деталей ГТД, изготавливаемых в серии по типовым технологическим процессам, при производстве изделия на заданную себестоимость, применима на ранних стадиях проектирования [1 – 3] и успешно используется в ОАО «НПО «Сатурн», в частности, при прогнозировании трудоемкости и себестоимости новой техники на предпроектной стадии.

В основе методики лежит Классификатор статистических нормативов трудоемкости деталей ГТД, который сформирован из отдельных листов по наиболее трудоемким деталям ГТД, и служит ориентиром в планировании трудовых затрат изготовления деталей и сборочных единиц в серийном производстве.

Классификатор представляет собой информационную базу, обобщающую типовые технологические процессы предприятия, и позволяющую с высокой точностью – предельная погрешность 5-7% – (табл. 1) прогнозировать трудовые затраты в производстве. Помимо этого, с помощью разрабатываемого Классификатора решается проблема создания, накопления и актуализации нормативного хозяйства ОАО «НПО «Сатурн» по прогнозированию трудоемкости ГТД.

Автором ведется работа по расширению и актуализации Классификатора с целью обеспечения его информационного насыщения, позволяющего определять трудоемкость узлов и ГТД в целом [3].

Формирование трудоемкости как показателя технологичности конструкции рассматривается в виде информационного процесса, основными параметрами которого являются методы обработки, конструктивные особенности и геометрические размеры деталей, свойства материала.

Создание многофакторных статистических моделей формирования трудоемкости основных деталей ГТД зачастую затруднено в связи с многостадийностью технологических процессов. Поэтому формирование трудоемкости целесообразно рассматривать по стадиям технологического процесса. При таком подходе для каждой стадии определяются элементы трудоемкости и строятся локальные модели, которые затем объединяются в общую систему математических моделей формирования трудоемкости.

Так, на рис. 1 представлен лист Классификатора «Сектора СА (2 лопатки в блоке). Метод ЭХО», на котором приведена система многофакторных моделей. Автором разработаны модели трудоемкости изготовления деталей отдельно для каждого цеха, участвующего в технологическом процессе (табл. 1): Y_{49} , Y_{12} , Y_{60} , Y_{93} , при наложенных условиях образующих систему уравнений для формирования производственной трудоемкости лопаток СА.

Таблица 1

Оценка точности модели по цехам (А – коэффициент пропорциональности)

Лопатка	К.49				К.12			
	Фактич. трудоемкость, н/ч	Модельная трудоемкость, н/ч	Дельта, н/ч	Отклонение, %	Фактич. трудоемкость, н/ч	Модельная трудоемкость, н/ч	Дельта, н/ч	Отклонение, %
820450079	A×3,118	A×3,355	A×0,237	7,1%	A×2,265	A×2,252	A×(-0,014)	-0,6%
830450034	A×3,810	A×3,540	A×(-0,271)	-7,6%	A×2,714	A×2,659	A×(-0,056)	-2,1%
E60460016	A×4,273	A×4,270	A×(-0,003)	-0,1%	A×2,531	A×2,553	A×0,022	0,9%
E60460018	A×4,173	A×4,148	A×(-0,025)	-0,6%	A×2,476	A×2,495	A×0,019	0,8%
E90460016	A×4,558	A×4,603	A×0,046	1,0%	A×2,631	A×2,659	A×0,028	1,1%
E90460018	A×4,605	A×4,636	A×0,032	0,7%	A×2,518	A×2,518	A×(-0,001)	-0,01%

Лопатка	К.93				К.60			
	Фактич. трудоемкость, н/ч	Модельная трудоемкость, н/ч	Дельта, н/ч	Отклонение, %	Фактич. трудоемкость, н/ч	Модельная трудоемкость, н/ч	Дельта, н/ч	Отклонение, %
820450079	A×0,118	A×0,121	A×0,003	2,2%	A×0,074	A×0,070	A×(-0,005)	-6,5%
830450034	A×0,119	A×0,124	A×0,004	3,4%	A×0,175	A×0,166	A×(-0,010)	-5,6%
E60460016	A×0,146	A×0,138	A×(-0,008)	-5,8%	A×0,176	A×0,194	A×0,018	9,3%
E60460018	A×0,137	A×0,134	A×(-0,004)	-2,4%	A×0,165	A×0,179	A×0,015	8,0%
E90460016	A×0,156	A×0,156	A×0,0001	0,0%	A×0,202	A×0,203	A×0,001	0,5%
E90460018	A×0,153	A×0,158	A×0,005	2,9%	A×0,202	A×0,188	A×(-0,014)	-7,6%

Такой подход позволяет анализировать и оценивать возможные изменения в технологическом маршруте детали. Помимо этого не происходит накопления суммарной ошибки расчетов.

Формирование элементов трудоемкости по стадиям изготовления определяется размерами и допусками на размеры детали, методами обработки.

Метод получения системы многофакторных статистических моделей описан в [2].

Развитием методики и Классификатора может стать создание комплексной автоматизированной системы (САПР), включающей все типовые технологические операции и переходы, учитывающей свойства материала, его обрабатываемость, подготовительно-заключительное время и использующей

иерархическую структуру ГТД. Это обусловлено непрерывным изменением конструкции, совершенствованием технологических процессов, а также большим числом факторов, которые должны быть учтены при построении моделей, и представляется возможным при достижении на предприятии уровня автоматизации и унификации тех. процессов, сопоставимого с существующим у мировых лидеров авиадвигателестроения.

В таком случае САПР позволит создавать оригинальные конструктивно-технологические решения в рамках использования наиболее эффективных типовых технологических цепочек и в режиме реального времени определять трудоемкость и себестоимость производства деталей, узлов и ГТД в целом.

Сектора СА (2 лопатки в блоке). Метод ЭХО

Ступень	№ чертежа	X1	X2	X3	X4	X5	X6	X7	X8	Y _{49_факт}	Y _{12_факт}	Y _{60_факт}	Y _{93_факт}	Y _{сумм_факт}	Y _{сумм_модель}	Дельта Y_сумм	От- клоне- ние
		A	K	L						к.49	к.12	ц.60	ц.93	Итого			
		мм	мм	мм	кг	шт.	мм	шт.	мм	н/ч	н/ч	н/ч	н/ч	н/ч	н/ч	н/ч	н/ч
2	820450079	46,5	73,9	55,5	0,443	2	41,34	0	0	A×3,118	A×2,265	A×0,074	A×0,118	A×5,575	A×5,798	A*0,2225	3,8%
2	830450034	51,5	94,2	67,8	0,55	2/2	54,4*/ 62,5**	0	0	A×3,810	A×2,714	A×0,175	A×0,119	A×6,818	A×6,486	A*(-0,3325)	-5,1%
2	E60460016	67,5	118,8	66,2	1,25	2	94,32	2	59,1	A×4,273	A×2,531	A×0,176	A×0,146	A×7,125	A×7,152	A*0,0275	0,4%
3	E60460018	64	110,35	58,08	1,16	2	79,16	2	55,35	A×4,173	A×2,476	A×0,165	A×0,137	A×6,950	A×6,953	A*0,0035	0,1%
2	E90460016	66,8	122,2	89,06	1,5	2	97,61	2	67,28	A×4,558	A×2,631	A×0,202	A×0,156	A×7,546	A×7,623	A*0,0775	1,0%
3	E90460018	67,2	116,8	81,93	1,61	2	84,74	2	60,66	A×4,605	A×2,518	A×0,202	A×0,153	A×7,477	A×7,501	A*0,0235	0,3%

Суммарная трудоемкость изготовления секторов СА

$$Y=Y_{49}+Y_{12}+Y_{60}+Y_{93}$$

$$Y_{49}=A \times (2,9244 + 0,27167 \times (1,500418 \times X4 \times 1,500737 \times X2) / X1),$$

$$Y_{12}=A \times (5,3524 - 4,92772 \times X1 / X2),$$

$$Y_{60}=A \times 0,5424 \times (X5 \times (0,000719345 \times X6 + 0,034121783) + X7 \times (0,000719345 \times X8 + 0,034121783)),$$

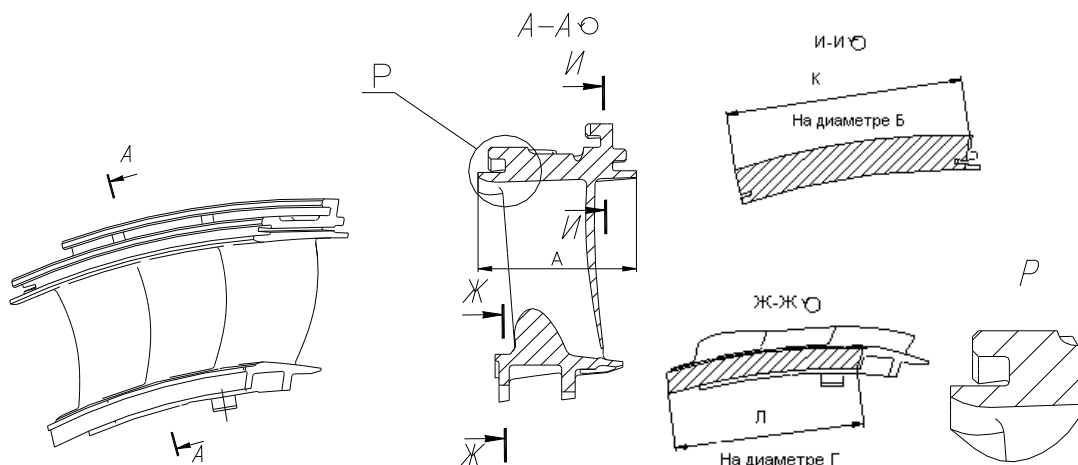
$$Y_{93}=A \times (0,1049 + 0,04662 \times (X3 \times X4) / X2),$$

где Y₁₂ – трудоемкость в к.12, н/ч,

Y₄₉ – трудоемкость в к.49, н/ч,

Y₆₀ – трудоемкость в ц.60, н/ч,

Y₉₃ – трудоемкость в ц.93, н/ч.



Примечание: Доля трудоемкости ц.54 (упаковка деталей) составляет менее 1% общей трудоемкости изготовления секторов СА, и через данный цех проходят только 2 лопатки СА (820450079 и 830450034), поэтому разработка модели Y54 не представляется целесообразной.

* – Пазы под уплотнительные элементы со стороны корыта.

** – Пазы под уплотнительные элементы со стороны спинки.

ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ МОДЕЛИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА	Факторы модели взаимосвязаны и не могут задаваться произвольно
X1 – Ширина верхней полки блока лопаток: 46,5 ÷ 67,5 мм X2 – Хорда на верхней полке: 73,9 ÷ 122,2 мм X3 – Хорда на нижней полке: 55,5 ÷ 89,06 мм X4 – Масса детали: 0,443 ÷ 1,61 кг X5 – Количество пазов под уплотнительные элементы на верхней полке: 2 ÷ 4 шт. X6 – Длина паза под уплотнительные элементы на верхней полке: 41,34 ÷ 97,61 мм X7 – Количество пазов под уплотнительные элементы на нижней полке: 0 ÷ 2 шт. X8 – Длина паза под уплотнительные элементы на нижней полке: 0 ÷ 67,28 мм	ПОКАЗАТЕЛИ ТОЧНОСТИ ТЕХНОЛОГИИ: Допуски на геометрические размеры: Профиль лопаток получается литьем, предельные отклонения профиля пера лопаток ±0,35 мм, шероховатость пера Ra 3,2, входная кромка должна быть заполирована с шероховатостью Ra 1,6. Шероховатость на обрабатываемых поверхностях Ra 3,2. Допускается выполнение канавок электроэрозионным методом с шероховатостью Ra 6,3. Точность обработки – наружные диаметры верхней полки по h8 (0,125), остальные – по h10.

Рис. 1. Пример листа Классификатора СНТ – Сектора СА (2 лопатки в блоке). Метод ЭХО

С помощью САПР также возможно решать иные задачи, например, формировать рекомендации по размещению производства ДСЕ по кооперации – путем оценки поставщиков с точки зрения целесообразности заключения с ними контрактов на изготовление деталей: что выгоднее, задействовать собственные производственные силы или привлечь поставщика на наиболее выгодных условиях.

Кроме того, по результатам функционально-стоимостного анализа конструкции и техпроцессов САПР позволит решить задачу выбора наиболее эффективных технологических процессов не только самого предприятия, но и его поставщиков, а также дать необходимые рекомендации по снижению производственной себестоимости.

Если анализ, выполняемый по результатам исследования рынка, выявит превышение среднерыночной цены деталей поставщиком, а он при этом не следует рекомендациям по снижению себестоимости и не принимает мер по снижению цены, то с ним не рекомендуется заключать контракт.

Выводы

В рамках управления себестоимостью, помимо решения поставленной проблемы, использование предлагаемой методики позволяет решать ряд задач предприятия:

1. Наличие методики является одним из необходимых условий реализации проектирования на заданную себестоимость.
2. Для коммерческих служб предприятия – своевременно, оперативно (в реальном масштабе времени), с высокой точностью определять трудоемкость (погрешность не более 10%) и себестоимость узлов и ГТД в целом в зависимости от конструктивно-технологических особенностей изделия,

что требуется при обосновании условий контрактов на разработку и поставку новой техники на этапе аванпроекта.

3. Для технологов Классификатор должен служить ориентиром в планировании трудовых затрат изготовления ДСЕ в серийном производстве, а также решает задачу создания, накопления и обновления нормативного хозяйства предприятия.

4. Конструкторам и технологам облегчает унификацию деталей, конструкции узлов ГТД и типизацию тех. процессов.

Литература

1. Ицкович И.И., Михайлова Н.А., Пономарев В.А. Сопоставление методов управления себестоимостью изготовления деталей ГТД в ОАО «НПО «Сатурн» (Россия) и Snecma Moteurs (Франция). Сб. тез. докл. Всероссийской научн.-техн. конф. молодых ученых и специалистов. – М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2005. – С. 40-41.
2. Ицкович И.И., Михайлова Н.А., Пономарев В.А. Создание статистических нормативов трудоемкости изготовления деталей газотурбинных двигателей в ОАО «НПО «Сатурн» // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 4/20. – С. 83-87.
3. Ицкович И.И., Михайлова Н.А.. Прогнозирование трудоемкости изготовления газотурбинного двигателя на основе Классификатора статистических нормативов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 9/35. – С. 31-37.

Поступила в редакцию 31.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Л. Михайлов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск.

УДК 621.436.056

А.П. МАРЧЕНКО¹, И.В. ПАРСАДАНОВ¹, А.В. ГРИЦЮК²,
П.Е. КУНИЦЫН², М.Н. ЛЫЛКА²

¹Национальный технический университет «ХПИ», Украина

²КП «Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению», Украина

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ВИХРЕКАМЕРЫ НА ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ В ЗАДАННОМ СКОРОСТНОМ ДИАПАЗОНЕ

Рассмотрены результаты работ по доводке рабочего процесса вихрекамерного дизеля ЗЧ 8.8/8.2. По сравнению с прототипом дизель имеет более низкую номинальную частоту вращения, а также более высокую удельную мощность. Установлено, что с уменьшением номинальной частоты вращения необходимо сохранять энергию вихря в вихрекамере, для форсирования дизеля требуется дополнительное увеличение энергии вихря. Наиболее рационально энергию вихря в вихрекамере увеличивать уменьшением сечения соединительного канала.

дизель, вихрекамера, скоростной диапазон, мощность

В соответствии с договором с Минпромполитики Украины "Разработка семейства малолитражных рядных дизелей серии ДТА для малогабаритных и универсальных тракторов" в КП "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению" разработан дизель ДТ 22 (заводской индекс ЗДТА). Дизель ЗДТА – это четырехтактный, трехцилиндровый дизель с вихрекамерным смесеобразованием, размерностью Д/С 8,8/8,2, мощностью 22 л.с., который является представителем базового семейства серийных дизелей типа ДТ. По сравнению с ранее разработанными дизелями серии ДТА (дизели 2ДТА и 2ДТАВ) имеет более низкую номинальную частоту вращения 2200 мин⁻¹ вместо 3000 мин⁻¹ и, соответственно, рабочий скоростной диапазон при более низкой частоте вращения (1400...2200) мин⁻¹ вместо (2000...3000) мин⁻¹, а также более высокую (на 18%) удельную мощность.

При доводке дизеля было установлено, что с конструкторскими решениями, реализованными на дизелях 2ДТА и 2ДТАВ, не обеспечиваются заданные параметры внешней характеристики, а отработавшие газы имеют повышенную дымность. Из анализа результатов испытаний сделаны выводы: процесс сгорания топлива при высоких нагрузках протекает недостаточно качественно и характеризуется низким коэффициентом эффективного тепловыде-

ления при коэффициенте избытка воздуха (α) менее 1,6; для улучшения горения необходимо улучшать процесс смесеобразования.

Выполненные конструкции камер сгорания дизелей 2ДТА и 2ДТАВ, разработаны исходя из требований к этим дизелям и достаточно доведены для обеспечения рабочего процесса при α более 1,6. Их основные соотношения соответствуют общепринятым для малолитражных дизелей. Сечение соединительного канала вихрекамеры (S_k) составляет 1,5% площади поршня, объем вихрекамеры (V_k) составляет 45% объема камеры сжатия. Рекомендуются, соответственно, (1...3)%, (40...50)%.

По результатам анализа данных конструкций и параметров дизелей выполнен комплекс расчетных исследований, направленный на интенсификацию смесеобразования при уменьшении частоты вращения от уменьшения S_k , увеличения V_k , а также форсирования топливоподачи. По данным расчетных исследований определен комплекс экспериментальных исследований.

Экспериментальные исследования проводились на одноцилиндровом дизеле на режимах нагрузочных характеристик при $n = 3000$ мин⁻¹, 2200 мин⁻¹ и 1600 мин⁻¹. Предусматривались следующие варианты камер сгорания и топливной аппаратуры: $V_k = 45\%$, $S_k = 1,5\%$ (базовый вариант); $V_k = 45\%$, $S_k = 0,55\%$;

$V_k = 54\%$, $S_k = 0,62\%$; диаметр плунжера 7,5 мм, максимальная скорость 1,64 м/с (базовый вариант); диаметр плунжера 7,5 мм, максимальная скорость 2,86 м/с; основная камера сгорания не изменялась.

Как показали результаты испытаний, увеличение скорости плунжера на режиме $n = 2200 \text{ мин}^{-1}$ не приводит к улучшению мощностно-экономических параметров дизеля. Дальнейшие испытания дизеля проводились с базовым вариантом топливной аппаратуры. График влияния V_k , S_k на изменение скорости воздуха в соединительном канале вихрекамеры на режиме $n = 2200 \text{ мин}^{-1}$ представлен на рис. 1. График влияния V_k , S_k на параметры дизеля на режиме $n = 2200 \text{ мин}^{-1}$ представлен на рис. 2. Из представленных данных можно сделать следующие выводы:

1. С понижением частоты вращения увеличение скорости плунжера не приводит к заметному улучшению мощностно-экономических параметров дизеля.

2. Уменьшение сечения соединительного канала позволяет со снижением частоты вращения увеличить скорость воздуха в соединительном канале и кинетическую энергию вихря в вихревой и основной камерах сгорания, а, следовательно, за счет более

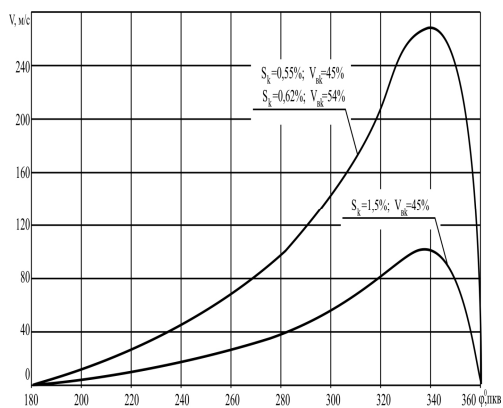


Рис. 1. График изменения скорости воздуха в соединительном канале на режиме $n = 2200 \text{ мин}^{-1}$ на участке сжатия

Как видно из рисунка отобранные мероприятия по камере сгорания позволили получить внешнюю характеристику дизеля с высоким в широком диапазоне частот вращения $n = (1200 \dots 2000) \text{ мин}^{-1}$ крутящим моментом, при этом на режиме максимального крутящего момента дымность не превышает 40%.

Таким образом, в вихрекамерном дизеле с уменьшением номинальной частоты вращения необходимо введение мероприятий по сохранению

качественного процесса смесеобразования, улучшить сгорание при более низком α . В целом, на режиме $n = 2200 \text{ мин}^{-1}$ уменьшение S_k с 1,5% до 0,55% привело к увеличению мощности на 15% и улучшению экономичности при нагрузках с $\alpha < 2$. На режимах частичных нагрузок экономичность ухудшилась на (1...1,5)%.

3. Увеличение V_k с 45 до 54% при сохранения постоянного отношения S_k к V_k приводит к незначительному снижению мощности, что связано с уменьшением индикаторного КПД в связи со снижением степени сжатия. На частичных нагрузках дополнительные потери при сжатии-расширении приводят к ухудшению экономичности на (2...3)%.

4. С уменьшением номинальной частоты вращения необходимо введение мероприятий по сохранению энергии вихря, для форсирования дизеля требуется дополнительное увеличение энергии вихря.

По результатам расчетно-экспериментальных исследований на дизеле 3ДТА установлена камера сгорания с уменьшенным с 1,5% до 0,55% S_k сечением соединительного канала вихрекамеры. Внешняя характеристика дизеля 3ДТА представлена на рис. 3.

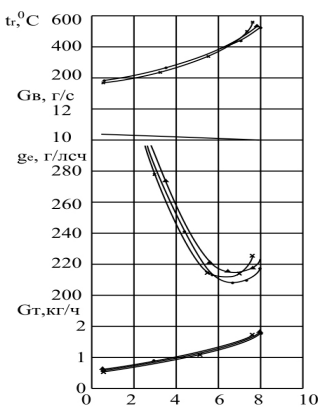


Рис. 2. Нагрузочные характеристики дизеля 1ДТА №5 на режиме $n = 2200 \text{ мин}^{-1}$

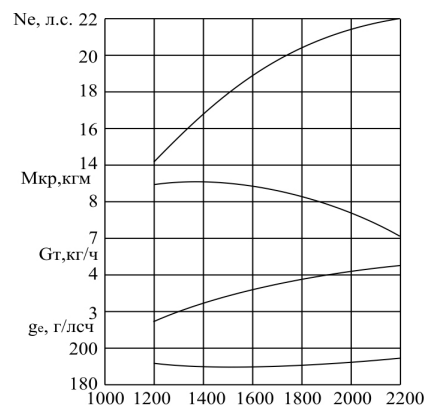


Рис. 3. Внешняя характеристика дизеля 3ДТА

энергии вихря, для форсирования дизеля требуется дополнительное увеличение энергии вихря. Наиболее рациональным мероприятием является уменьшение сечения соединительного канала.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Г. Дьяченко, Национальный политехнический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 621.436.714

С.А. АЛЁХИН, Е.Н. ОВЧАРОВ, В.Н. ЛЮБЧЕНКО

КП "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Украина

КОЛЬЦЕВОЙ ОХЛАДИТЕЛЬ НАДДУВОЧНОГО ВОЗДУХА ДЛЯ ФОРСИРОВАННЫХ ДВУХТАКТНЫХ ДИЗЕЛЕЙ ТИПА 6ТД

Представлена конструкция, осуществлён выбор теплообменных поверхностей для встроенного в компрессор кольцевого водо-воздушного охладителя, используемого в специальном дизеле для наземных транспортных машин. Приведены результаты сравнительных испытаний на дизелях с целью обоснования применения конструкции.

компрессор, теплонапряжённость, охладитель, наддувочный воздух

Применение промежуточного охлаждения наддувочного воздуха уменьшает теплонапряжённость цилиндропоршневой группы и повышает мощность дизеля с одновременным снижением удельного расхода топлива.

Из-за жёстких требований, предъявляемых к удельным массо-габаритным показателям моторно-трансмиссионного отделения (МТО) наземных транспортных машин (НТМ), наиболее перспективными, для охлаждения наддувочного воздуха являются рекуперативные водовоздушные теплообменники.

Конструкция ОНВ представляет собой составную часть компрессора (рис. 1).

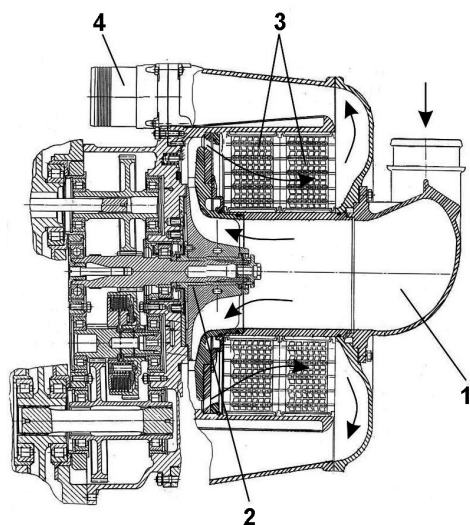


Рис. 1. Нагнетатель дизеля 457КМО:
1 - коленообразный входник; 2 - центробежный компрессор; 3 - ОНВ; 4 - патрубок улиты

В данной конструкции получены технические параметры, приведенные в табл. 2. Сам ОНВ разработан для судового варианта дизеля, в котором требования к габаритам не были жёсткими и объём теплообменника составил 23 дм³.

Что касается ОНВ дизеля НТМ, то для него в МТО объекта может быть выделен объём с размерами: наружный диаметр 370 мм, внутренний диаметр 190 мм, толщина 78 мм. Максимальный объём теплообменника с такими габаритами может составлять 5 дм³, что значительно меньше судового варианта.

С целью обеспечения максимальной эффективности теплообменных поверхностей ОНВ были рассмотрены имеющиеся данные о теплоотдаче пластинчато-ребристых поверхностей с гладкими, жалюзийными и волнистыми рёбрами. Данные об их теплопередаче приведены в табл. 1. Из таблицы следует, что по фактору Колнборна ($St \times Pr^{2/3}$) при малых скоростях потоков ($Re = 800$) пластинчато-ребристые поверхности с жалюзийными и волнистыми рёбрами в 2...3,5 раза превосходят пластинчато-ребристые поверхности с гладкими рёбрами, а при возрастании скоростей потоков до ($Re = 5000$) их преимущества снижаются до 1,5...2 раз.

С учетом выше изложенного ОНВ дизеля НТМ изготовлен с пластинчато-ребристой поверхностью и волнистыми рёбрами. Охладитель выполнен в виде одной кольцевой матрицы (рис. 2).

Таблица 1

Данные об их теплопередаче

Тип поверхности	Фактор Колнборна $St \times Pr^{2/3}$	
	Re = 800	Re = 5000
ГлР-1	0,00488	
ГлР-2	0,00728	0,00448
ГлР-3	0,00581	0,00330
ГлР-4	0,00692	0,00304
ГлР-5	0,00599	0,00372
ГлР-6	0,00704	0,00338
ГлР-7	0,00663	0,00367
ГлР-8	0,00662	0,00310
ГлР-9	0,00672	0,00348
ЖР-1	0,0124	0,0069
ЖР-2	0,0118	0,0069
ЖР-3	0,0118	0,0069
ЖР-4	0,0122	0,0076
ЖР-5	0,0126	0,00678
ЖР-6	0,0131	0,0073
ЖР-7	0,0142	0,0074
ЖР-8	0,0137	0,00771
ЖР-9	0,0139	0,00806
ЖР-10	0,0135	0,00684
ВР-1	0,0165	0,00846
ВР-2	0,0142	0,00675

Таблица 2

Характеристики теплообменников

Параметр	457КМО	459МВ
Температура воздуха на входе, °С	197	197
Расход воздуха, кг/с	1,85	1,85
Температура воды на входе, °С	100	100
Расход воды в теплообменнике, м ³ /ч	4	4
Площадь поверхности охлаждающих поверхностей на стороне воздуха, м ²	4,35	4,47
Объем теплообменника, л	23	4,55
Приведенное значение коэффициента теплоотдачи, Вт/(м ² × К)	370	334
Температура воздуха на выходе, °С	147,5	150
Тепловой поток отведенный в теплообменнике, кВт	93,6	88,8
Термическая эффективность	0,49	0,485
Коэффициент использования объема, кВт/(м ³ × К)	40	201,4



Рис. 2. ОНВ специального дизеля НТМ

Применение пластинчато-ребристых поверхностей с волнистыми ребрами позволило существенно увеличить площадь поверхности теплообмена со стороны воздуха, даже с учетом уменьшения объема.

Характеристики теплообменников дизелей 457КМА и 459МВ мощностью 1400 л.с. для одних и тех же условий эксплуатации представлены в табл. 2.

Из рассмотрения таблицы следует, что применение ОНВ с насадкой в виде волнистых ребер позволяет существенно снизив объем теплообменника обеспечить охлаждение наддувочного воздуха практически до одной и той же температуры (150°С и 147,5°С).

Литература

1. Кэйс В.М., Лондон А.Л. Компактные теплообменники / Перевод с англ. В.Г. Баклановой; под ред. Ю.В. Петровского. – М.-Л.: Государственное энергетическое издательство, 1962. – 340 с.

Поступила в редакцию 1.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Пылёв, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков.

УДК 621.452.2.043+621.822

В.Н. ШНЯКИН, В.А. ШУЛЬГА, А.В. ЖИВОТОВ, А.В. ДИБРИВНЫЙ

Государственное конструкторское бюро «Южное», Днепропетровск, Украина

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ УПРАВЛЯЕМОСТЬ АКБ «КРЕЧЕТ»

Рассмотрены вопросы обеспечения управляемости АКБ с помощью системы жидкостных ракетных двигателей малой тяги на примере АКБ «Кречет», который разработан ГКБ «Южное» по программе «Днепр».

управляемость АКБ, ЖРС, ЖДУ, АКБ «Кречет»

Введение. В настоящее время для создания требуемых управляющих моментов на активных участках полета автономных космических буксиров (АКБ) наиболее часто используется изменение направления вектора тяги маршевого двигателя (МД) АКБ с помощью качания МД в двух плоскостях. Основным достоинством данного способа управления является его универсальность, возможность всегда обеспечить управляющий момент требуемой величины [1].

С другой стороны качание МД приводит, зачастую, к значительному усложнению конструкции МД и увеличению его массы. Это обусловлено тем, что для обеспечения качания в состав МД требуется дополнительно ввести: узел качания, магистрали подвода компонентов топлива с гибкими элементами и привода [2]. Для малых ЖДУ (тяга МД менее 500 кгс, заправка топливом менее 1000 кг) суммарная масса вышеперечисленных элементов может быть существенной.

Повышение массы МД приводит к ухудшению энергетических возможностей РН в целом, а усложнение его конструкции приводит к увеличению объема экспериментальной отработки и, как следствие, к повышению стоимости двигателя. С другой стороны в состав ЖДУ АКБ, как правило, входит жидкостная реактивная система (ЖРС) включающая в себя жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРД МТ) которые обеспечивают стабилизацию АКБ в полете при неработающем МД, создают условия для повторного запуска МД и отделения КА.

Если система ЖРС будет обеспечивать создание требуемых управляющих моментов на всех участках полета АКБ, то конструкцию МД и ЖДУ, в целом, можно существенно упростить.

Постановка задачи. Главным ограничением применимости ЖРС для создания управляющих усилий при полете АКБ является величина требуемых управляющих усилий. Так как удельный импульс тяги ЖРД МТ всегда существенно ниже чем у МД то применение ЖРД МТ приводит к тому, что значительная часть топлива АКБ будет израсходована с низкой экономичностью, и как следствие будут ухудшены энергетические возможности АКБ. Поэтому на стадии проектирования ЖДУ АКБ необходимо реализовывать такие технические решения, которые ведут к снижению необходимых управляющих усилий.

Технические решения, реализованные при разработке АКБ «Кречет». Для АКБ «Кречет» такими решениями являются: юстировка МД; обеспечение минимального смещения центра масс АКБ в полете.

Юстировка камеры МД АКБ «Кречет» обеспечивает минимальную величину смещения вектора тяги МД относительно центра масс орбитального блока. Юстировка производится на этапе сборки ЖДУ и заключается в том, что камера МД устанавливается в заданную для конкретной миссии точку относительно плоскостей стабилизации АКБ.

Что касается минимизации смещения центра масс АКБ в полете то это требование вызвано особен-

ностями компоновки АКБ «Кречет» – в состав системы питания АКБ "Кречет" входят четыре топливных бака, объемом 125 дм³ каждый. Топливо, размещаемое в баке, отделено от газа наддува жесткой диафрагмой, выполненной из алюминиевого сплава. Баки имеют общий наддув и попарно объединены по каждому из компонентов топлива в общие магистрали. ПГС АКБ «Кречет» представлена на рис. 1.

В процессе работы из-за разбросов и изменения жесткости диафрагм (под жесткостью мембраны понимается разность давлений, замеренных в газовой и жидкостной полостях баков, при наличии расхода жидкости из баков) возможна неравномерная выработка компонентов топлива из баков. Это приведет к нерасчетному изменению положения центра масс и, как следствие, к увеличению расхода компонентов топлива на стабилизацию АКБ. Для обеспечения равномерной выработки компонентов топлива на выходе из каждого бака установлены жиклеры с перепадом давлений, обеспечивающим допустимую неравномерность выработки.

Магистрали забора компонентов из соответствующих им баков имеют симметричную разводку, и указанные выше жиклеры имеют одинаковые минимально необходимые расчетные перепады. Увеличение перепадов давлений на жиклерах не целесообразно, так как в этом случае потребуются увеличение давления наддува баков (или напора ПНА) и как следствие бортового запаса гелия, а также возможно снижение режима двигателя большой тяги при выработке последней порции топлива из баков.

Благодаря введению вышеуказанных мероприятий обеспечена практически одновременная выработка компонента из обоих баков каждого из компонентов топлива.

Заключение. Внедрение юстировки камеры МД и системы обеспечения синхронизации выработки топлива из баков позволило полностью переложить

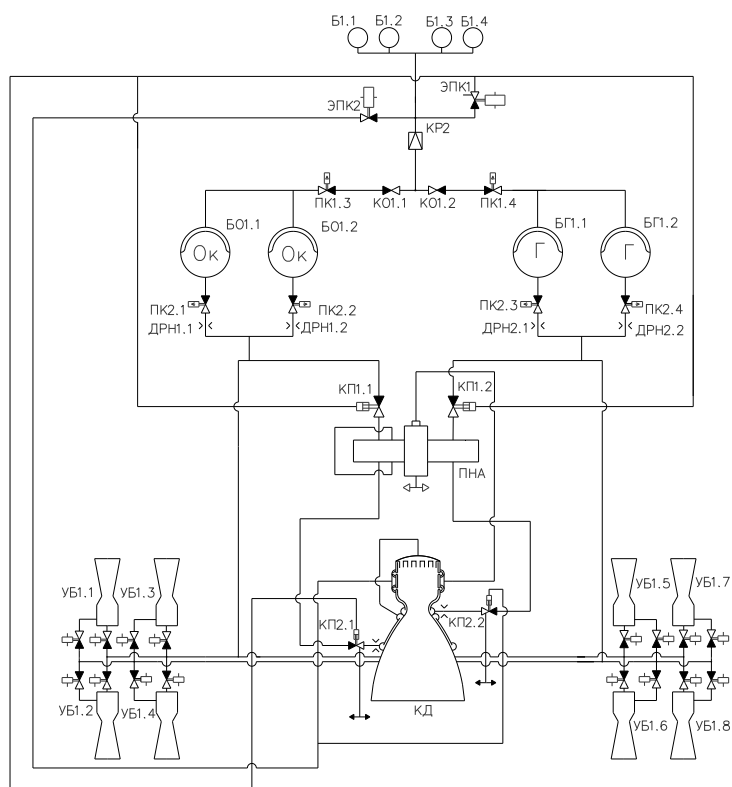


Рис. 1. ПГС АКБ «Кречет»:

Б1.1-Б1.4 – баллон; БГ1.1, БГ1.2 – бак горючего; БО1.1, БО1.2 – бак окислителя; ДРН1-ДРН2 – жиклер; КД – камера двигателя; КО1.1, КО1.2 – клапан обратный; КП1.1, КП1.2 – клапан перекрывной; КП2.1, КП2.2 – клапан; КР – клапан редукционный; ПК1.1-ПК1.4, ПК2.1-ПК2.4 – пироклапан; ПНА – пневмонасосный агрегат; УБ1.1-УБ1.8 – ЖРД МТ; ЭПК1 и ЭПК2 – электропневмоклапан

все задачи по обеспечению управляемости АКБ «Кречет» на систему ЖРД МТ. Максимальное количество топлива, расходуемое через ЖРД МТ в течении 10 включений при продолжительности полета 10 суток, составляет не более 8% от суммарной заправки.

Литература

1. Гохун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – С. 61-63.
2. Добровольский В.М.. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. – М.: Машиностроение, 1968. – 256 с.

Поступила в редакцию 4.06.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.