

# МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ И КОМПЛЕКСЫ ПРОГРАММ

УДК 629.7.036

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЭНДОТЕРМИЧЕСКИХ ТОПЛИВАХ

**П.Д. Токталиев, С.И. Мартыненко**

ФГУП “Центральный институт авиационного моторостроения  
им. П.И. Баранова”, Москва, Российская Федерация  
e-mail: Martynenko@ciam.ru

*Представлена трехмерная математическая модель сопряженного теплообмена при турбулентном течении эндотермических топлив в обогреваемых криволинейных шероховатых каналах системы охлаждения авиационного прямоточного двигателя. Для описания термического разложения эндотермических топлив использована одностадийная модель, основанная на замене реального углеводородного соединения некоторым фиктивным веществом, которое разлагается без промежуточных реакций. Приведено уравнение для расчета локальной степени разложения и члена в уравнении энергии, учитывающего эндотермический эффект разложения топлива. Показаны результаты численного исследования теплообмена в различных конструкциях системы охлаждения с использованием пентана при сверхкритическом давлении в качестве эндотермического топлива.*

**Ключевые слова:** эндотермическое топливо, математическое моделирование, прямоточные двигатели.

## MATHEMATICAL MODEL OF THE COOLING SYSTEM OF COMBUSTION CHAMBERS OF AVIATION RAMJET ENGINES USING ENDOTHERMIC FUELS

**P.D. Toktaliev, S.I. Martynenko**

Federal State Unitary Enterprise “Baranov Central Institute of Aviation Engine”,  
Moscow, Russian Federation  
e-mail: Martynenko@ciam.ru

*The paper represents 3D mathematical model of the conjugate heat transfer at turbulent motion of the endothermic fuels in the heated curvilinear rough channels of the cooling system of an aviation ramjet engine. One-stage model based on replacement of the real hydrocarbon substance by some fictitious matter is used for the description of the endothermic fuel pyrolysis. The fictitious matter decomposes without any intermediate reaction. Equation for computation of the local decomposition degree and term in the energy equation accounting the endothermic effect of the fuel pyrolysis are given. The paper demonstrates results of the numerical study of the heat transfer in various designs of cooling system using the pentane as an endothermic fuel under supercritical pressure.*

**Keywords:** endothermic fuels, mathematical simulation, ramjet engines.

**Введение.** Освоение новых диапазонов скоростей полета приводит к необходимости разработки новых подходов к тепловой защите двигателей летательных аппаратов. В настоящее время в России и за рубежом активно разрабатывают различные проекты высокоскоростных летательных аппаратов с крейсерской скоростью  $M \geq 6$  [1], оснащенных прямоточными двигателями. Теплота, выделяемая в результате сгорания топлива в камере, приводит к интенсивному нагреву корпуса прямоточного двигателя. Атмосферный воздух, применяемый в качестве окислителя, не может быть использован для охлаждения. Расход топлива сравнительно мал, поскольку тяга двигателя должна компенсировать потери на трение набегающего воздушного потока об обшивку летательного аппарата при полете на сравнительно больших высотах ( $\approx 30$  км). Таким образом, тепловая нагрузка на корпус авиационного прямоточного двигателя соизмерима с нагрузкой в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), однако для охлаждения прямоточного двигателя можно использовать только небольшое количество топлива. Другими словами, необходимо минимальным количеством топлива защитить максимальную поверхность камеры сгорания от источника теплоты высокой интенсивности (средняя удельная плотность теплового потока от продуктов сгорания топлива в стенку камеры составляет приблизительно  $1 \text{ МВт/м}^2$  и выше).

Отдельные природные углеводороды, такие как этан ( $\text{C}_2\text{H}_6$ ), пропан ( $\text{C}_3\text{H}_8$ ), бутан ( $\text{C}_4\text{H}_{10}$ ) и пентан ( $\text{C}_5\text{H}_{12}$ ), при нагреве разлагаются на более простые углеводороды, причем этот процесс разложения является эндотермическим, т.е. протекает с поглощением теплоты. При повышенном давлении эти углеводороды легко конденсируются в жидкости, поэтому их можно хранить в герметичном сосуде в жидком виде при температуре внешней среды [2, 3]. Углеводороды, поглощающие теплоту при термическом разложении и используемые в качестве топлив для летательных аппаратов, получили название эндотермические топлива (ЭТ).

Эндотермические топлива поглощают больше теплоты, чем стандартные топлива, что приводит к дополнительному охлаждающему эффекту. Их преимуществом перед криогенными видами топлив является высокая плотность и возможность хранения при нормальных температурах. Это позволит упростить управление топливной системой, уменьшить размеры летательного аппарата, его массу и лобовое сопротивление, особенно на более низких скоростях [4].

В настоящее время в мире проводятся обширные экспериментальные и теоретико-вычислительные исследования возможности применения ЭТ в высокоскоростных летательных аппаратах различного назначения. Одной из трудностей является построение математической

модели термического разложения ЭТ в каналах системы охлаждения прямоточных двигателей. Предложено несколько моделей разложения ЭТ, различающихся по глубине описания процесса, универсальности и числу используемых эмпирических констант и функций. Согласно наиболее обоснованной кинетической модели, базирующейся на свободно-радикальном механизме пиролиза, первоначально в результате распада молекул возникают радикалы, которые отрывают от молекул атомы водорода [3, 5]. Полученные при этом большие радикалы распадаются на молекулы олефинов и малые радикалы. При столкновении друг с другом радикалы рекомбинируют, образуя молекулы. Распад и рекомбинация являются прямой и обратными реакциями, как и реакции распада парафинов и присоединения радикалов к олефинам. Кинетическая модель реализована в виде комплекса программ, позволяющего рассчитывать разложение ЭТ на сотни молекулярных веществ с реакциями между ними. Следует отметить, что подобные модели содержат большое число эмпирических констант и их использование для расчета эндотермического эффекта при турбулентном течении ЭТ в каналах системы охлаждения потребует существенных вычислительных усилий.

Для инженерных приложений более подходит простейшая модель разложения ЭТ, основанная на замене реального углеводородного соединения некоторым фиктивным веществом, которое разлагается без промежуточных реакций [6]. В литературе подобные модели иногда называют одностадийными. Эмпирические константы и функции, необходимые для описания разложения фиктивного вещества, подбирают так, чтобы в некотором смысле получить совпадение расчетных данных с экспериментальными данными реального ЭТ [7, 8].

Цель настоящей работы:

- 1) построение математической модели трехмерного турбулентного течения термически разлагающегося ЭТ при сверхкритическом давлении в криволинейных шероховатых каналах системы охлаждения прямоточных двигателей;
- 2) численное исследование теплообмена в различных конструкциях системы охлаждения.

**Основные положения упрощенной математической модели.** Упрощенная математическая модель сопряженного теплообмена при турбулентном течении разлагающегося ЭТ в обогреваемых шероховатых криволинейных каналах системы охлаждения камеры сгорания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя основана на следующих положениях.

**Положение 1.** Исходное ЭТ замещается некоторой фиктивной средой (ФС), теплофизические свойства (плотность, вязкость теплопроводность и теплоемкость) которой зависят от давления, температуры и функции  $\psi$ , далее называемой локальной степенью разложения.

**Положение 2.** Математическая модель сопряженного теплообмена при турбулентном течении разлагающегося ЭТ кроме уравнений неразрывности, движения, турбулентности, энергии (для потока) и теплопроводности (для канала) должна содержать уравнение для вычисления локальной степени разложения  $\psi$ .

**Положение 3.** Уравнение энергии должно содержать источник-ый член, учитывающий эндотермический эффект при разложении ФС.

**Замечания о расчете степени разложения эндотермического топлива.** Степень разложения — количественная мера превращения ЭТ в более простые углеводородные соединения. Предположим, что сосуд объемом  $V$  заполнен неподвижным ЭТ, причем в начальный момент времени  $t_0$  в сосуде находится  $N_0$  молекул. Тогда изменение числа молекул ЭТ при его разложении в сосуде описывается уравнением

$$\frac{dN}{dt} = -f(p, T, N)N, \quad (1)$$

где  $t$  — время пребывания;  $f(p, T, N) \geq 0$  — некоторая неотрицательная функция давления  $p$ , температуры  $T$  и числа молекул ЭТ. Уравнение (1) напоминает основной закон радиоактивного распада, однако здесь функция  $f$  имеет более сложный вид, а не является постоянной для данного вещества [9]. Рассматривая уравнение (1) как обыкновенное дифференциальное уравнение, получаем

$$\ln \frac{N}{N_0} = - \int_{t_0}^t f(p, T, N) d\tau.$$

**Определение.** Функцию

$$\psi = 1 - \frac{N}{N_0} = 1 - \exp \left( - \int_{t_0}^t f(p, T, N) d\tau \right) \quad (2)$$

будем называть *локальной степенью разложения* ЭТ (ЛСРЭТ). Эта функция  $0 \leq \psi < 1$  характеризует локальную интенсивность разложения ЭТ.

Теперь необходимо вывести уравнение для определения ЛСРЭТ, требуемой для построения математической модели панели охлаждения

двигателя. Для этого разделим обе части (1) на  $N_0$  (число молекул в начальный момент времени):

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{N}{N_0} \right) = -f(p, T, N) \frac{N}{N_0}. \quad (3)$$

Из (2) непосредственно следует, что

$$\frac{N}{N_0} = 1 - \psi,$$

тогда уравнение (3) может быть переписано в виде

$$\frac{d\psi}{dt} = (p, T, \psi) (1 - \psi), \quad (4)$$

причем  $\psi = \psi_0$  при  $t = t_0$  (т.е. в начальный момент).

Для удобства введем вспомогательную функцию  $\widehat{\psi} = \ln(1 - \psi)$ . На основании экспериментальных данных функцию  $f(p, T, \psi)$  в правой части уравнения (4) в первом приближении аппроксимируем так:

$$f(p, T, \psi) = A \exp \left( -\frac{E}{RT} \right), \quad (5)$$

где  $A$  и  $E$  — эмпирические константы, различные для разных типов ЭТ,  $\text{с}^{-1}$  и Дж/моль;  $R$  — универсальная газовая постоянная  $R = 8,318 \text{ Дж}/(\text{кмоль} \cdot \text{К})$ ;  $T$  — температура, К [3].

Следовательно, с учетом аппроксимации (5) и уравнения (4) вспомогательную функцию  $\widehat{\psi}$ , связанную с ЛСРЭТ соотношением  $\widehat{\psi} = \ln(1 - \psi)$ , можно найти из решения следующей начальной задачи:

$$\begin{aligned} \frac{d\widehat{\psi}}{dt} &= -A \exp \left( -\frac{E}{RT} \right); \\ \widehat{\psi} &= \widehat{\psi}_0 \quad \text{при } t = t_0. \end{aligned} \quad (6)$$

Теперь рассмотрим способы адаптации начальной задачи (6) к расчету ЛСРЭТ при течении ЭТ в каналах системы охлаждения. Сначала рассмотрим течение ЭТ между параллельными обогреваемыми пластинами. Напомним, что величина  $t$  в (6) — время пребывания, т.е. время, в течение которого элементарный объем ЭТ подвергается температурному воздействию. Если ЭТ неподвижно, то время пребывания совпадает с физическим временем, однако при течении ЭТ в каналах время пребывания зависит от локальной скорости и пройденного элементарным объемом расстояния, т.е. с достаточной точностью можно принять

$$u = \frac{dx}{dt},$$

где  $u$  — скорость течения ЭТ в направлении оси  $x$  (вдоль пластин). Тогда уравнение (6) может быть переписано в виде

$$\frac{d\widehat{\psi}}{dx} = -\frac{A}{u} \exp\left(-\frac{E}{RT}\right). \quad (7)$$

Откуда следует, что ЭТ интенсивнее разлагается либо при увеличении температуры, либо при уменьшении скорости течения. Поэтому представляется проблематичным использование прямолинейных каналов в системе охлаждения, поскольку в таких каналах ЭТ будет разлагаться преимущественно в тонком пристеночном слое ( $u \downarrow$  и  $T \uparrow$ ). Для более полного использования эндотермического эффекта необходимо добиться равномерного распределения температуры ЭТ по поперечному сечению канала.

Недостатки уравнения (7) очевидны:

1) турбулентное течение характеризуется случайными флуктуациями скорости, давления и температуры. Поэтому время пребывания, рассчитанное по осредненным по Рейнольдсу или Фавру величинам, будет заведомо меньше, чем по мгновенным значениям. По-видимому, константы  $A$  и  $E$ , входящие в (7), должны быть функциями числа Рейнольдса.

2) уравнение (7) неправильно предсказывает ЛСРЭТ на стенке канала. В самом деле, в силу условий прилипания имеем  $u = 0 \Rightarrow \widehat{\psi} = -\infty \Rightarrow \psi = 1$ , т.е. ЭТ будет полностью разлагаться на стенках канала при любой температуре.

Расчет времени пребывания реагирующих сред в различных технических устройствах является труднейшей проблемой, которая еще не получила удовлетворительного решения [10–13]. Современные методы расчета времени пребывания отличаются громоздкостью, большим объемом вычислений и невысокой точностью.

Запишем (7) в виде

$$\rho u \frac{d\widehat{\psi}}{dx} = -A\rho \exp\left(-\frac{E}{RT}\right),$$

где  $\rho$  — плотность ФС. Нетрудно заметить, что приведенное уравнение напоминает “часть” уравнения переноса, записанного в неконсервативной форме. Ожидается, что уравнение для нахождения функции  $\widehat{\psi}$ , связанной с ЛСРЭТ, имеет вид

$$\frac{\partial(\rho\widehat{\psi})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho\vec{V}\widehat{\psi}) = -A\rho \exp\left(-\frac{E}{RT}\right), \quad (8)$$

где  $t$  — физическое время;  $\vec{V}$  — вектор скорости;  $\nabla$  — оператор Гамильтона.

В общем случае уравнение (4) примет вид

$$\frac{d\psi}{dt} = (1 - \psi) f(p, T, \psi),$$

причем  $f(p, T, 0) \neq 0$ , чтобы избежать тривиального решения. Тогда уравнение (8) может быть записано как

$$\frac{\partial(\rho \widehat{\psi})}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{V} \widehat{\psi}) = \nabla(D_{\widehat{\psi}} \nabla \widehat{\psi}) - \rho f(p, T, \widehat{\psi}), \quad (9)$$

где  $D_{\widehat{\psi}}$  — коэффициент диффузии,

$$D_{\widehat{\psi}} = C_{1\widehat{\psi}} + \frac{\mu_{\tau}}{C_{2\widehat{\psi}}}.$$

Здесь  $C_{1\widehat{\psi}}$  и  $C_{2\widehat{\psi}}$  — эмпирические константы. Далее в расчетах примем  $D_{\widehat{\psi}} = 0$ .

Граничные условия для (8) или (9) могут быть заданы следующим образом:

$$\widehat{\psi} \Big|_{\text{inlet}} = \ln(1 - \psi|_{\text{inlet}}); \quad \frac{\partial \widehat{\psi}}{\partial n} \Big|_{\partial \Omega} = 0,$$

т.е. на входе в канал задано распределение ЛСРЭТ, а на остальных границах — однородные условия второго рода.

**Источниковый член в уравнении энергии.** Уравнение энергии при наличии эндотермических реакций

$$\frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{V} i) = \nabla(\lambda \nabla T) - S,$$

где  $i$  — энтальпия ЭТ. Если правая часть уравнения (4) имеет вид (5), то источниковый член  $S \geq 0$  зависит от степени разложения топлива и температуры:

$$S = AB\rho \exp\left(\widehat{\psi} - \frac{E}{RT}\right),$$

где  $B$  — эмпирический коэффициент, зависящий от типа ЭТ [3].

**Уравнение состояния фиктивной среды.** Предположим, что зависимость теплофизических свойств ЭТ (плотность, коэффициент динамической вязкости, теплопроводность, теплоемкость при постоянном давлении) от температуры и давления можно записать следующим образом:

$$\rho_{\text{ЭТ}}(T, p), \quad \mu_{\text{ЭТ}}(T, p), \quad \lambda_{\text{ЭТ}}(T, p), \quad c_{p\text{ЭТ}}(T, p).$$

Аналогично запишем зависимость теплофизических свойств продуктов разложения (ПР) от температуры и давления

$$\rho_{\text{ПР}}(T, p), \quad \mu_{\text{ПР}}(T, p), \quad \lambda_{\text{ПР}}(T, p), \quad c_{p\text{ПР}}(T, p).$$

Тогда уравнение состояния ФС может быть образовано с помощью линейной интерполяции, например,

$$\rho_{\text{ФС}}(T, p, \widehat{\psi}) = \exp(\widehat{\psi})\rho_{\text{ЭТ}}(T, p) + (1 - \exp(\widehat{\psi}))\rho_{\text{ПР}}(T, p).$$

**Вычислительные эксперименты.** Панель системы охлаждения двигателя представляет собой пластину из жаропрочной стали, в которой выполнен П-образный канал для подачи ЭТ. Панель с одним П-образным каналом будем называть *теплообменной секцией*. Характерные размеры теплообменной секции, включая канал для подачи ЭТ, показаны на рис. 1, а, панель охлаждения, состоящая из трех теплообменных секций, — на рис. 1, б. В вычислительных экспериментах использованы панели, состоящие из 20 и 50 секций.

Последняя теплообменная секция оборудована теплоизолированным патрубком (рис. 1, в), который необходим для корректной постановки граничных условий для ЭТ на выходе из панели охлаждения. Предполагается, что поток на выходе является гидро- и теплостабилизированным, поэтому на выходном сечении патрубка ставят однородные (так называемые мягкие) граничные условия второго рода для компонент скорости, температуры, кинетической энергии турбулентных пульсаций и диссипативного переменного.

Для моделирования теплопроводности в панели охлаждения построена неструктурированная сетка (рис. 2).

Известно, что шероховатость оказывает сильное влияние на конвективный теплообмен в каналах (особенно малого эквивалентного диаметра). В проведенных расчетах принято, что высота микронеровностей равномерной шероховатости составляет  $4 \cdot 10^{-5}$  м. В проточной части канала использована регулярная сетка. Вычислительная сетка состоит из 3 837 240 контрольных объемов в проточной части и 12 660 951 контрольного объема в конструкции панели охлаждения. Для моделирования использован пакет FLUENT.

В качестве ЭТ выбран пентан ( $\text{C}_5\text{H}_{12}$ ), протекающий по каналу панели охлаждения при сверхкритическом давлении 5 МПа. Значения эмпирических констант для пентана:  $E = 231\,268$  Дж/моль;  $A = 1,75 \times 10^{12} \text{ с}^{-1}$ ;  $B = 1,68 \cdot 10^6$  [3]. Температура пентана на входе в 20-секционную панель 300 К.

Сначала проведено численное моделирование сопряженного теплообмена в 20-секционной панели охлаждения, массовый расход пентана составил 0,0067 кг/с. Зависимости максимальной температуры  $T_{\text{max}}$  конструкции, среднемассовой температуры пентана на выходе из 20-секционной панели охлаждения  $\langle T_f \rangle$  и ЛСРЭТ  $\psi$  от тепловой нагрузки приведены на рис. 3. Вследствие эндотермического эффекта



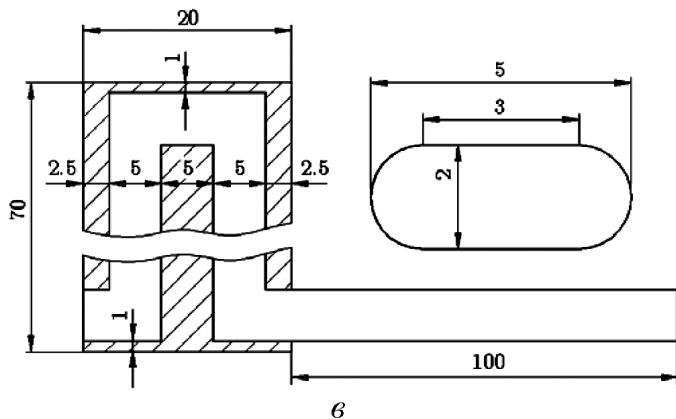
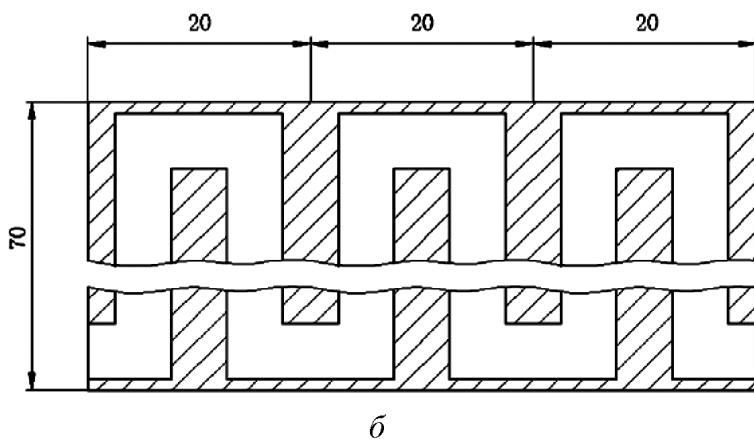
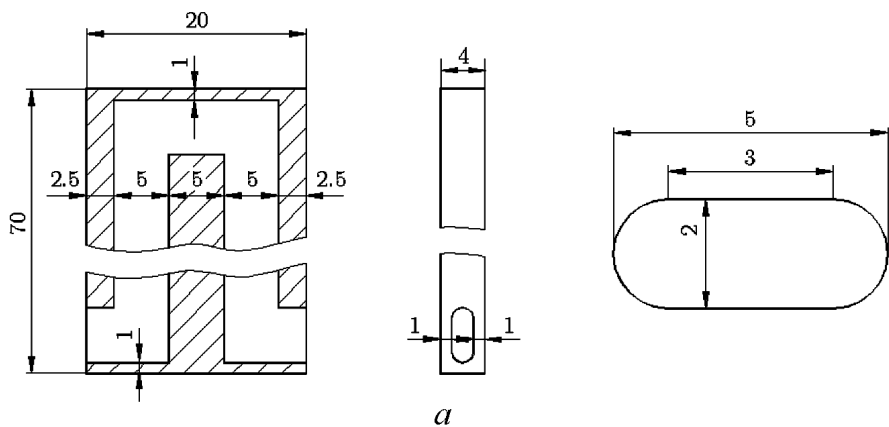


Рис. 1. Геометрия теплообменной секции и проточной части (а), панель охлаждения с тремя теплообменными секциями (б) и последняя теплообменная секция панели охлаждения с выходным патрубком (в)

увеличение температуры происходит более медленно, чем тепловой нагрузки.

Распределение температуры и ЛСРЭТ  $\psi$  при тепловой нагрузке  $q = 1,0 \text{ МВт/м}^2$  показано на рис. 4. Выбранная конструкция панели

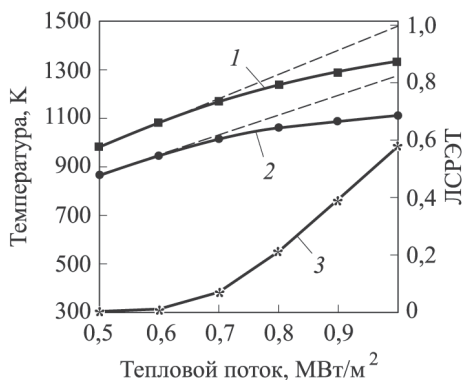
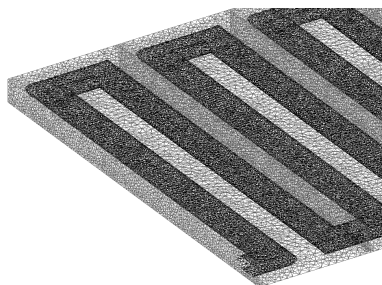


Рис. 2. Неструктурированная сетка в конструкции панели охлаждения

Рис. 3. Зависимости максимальной температуры конструкции (1), среднемассовой температуры пентана на выходе из 20-секционной панели охлаждения (2) и ЛСРЭТ (3) в зависимости от тепловой нагрузки (штриховой линией показаны значения температур, полученные без учета эндотермического эффекта)

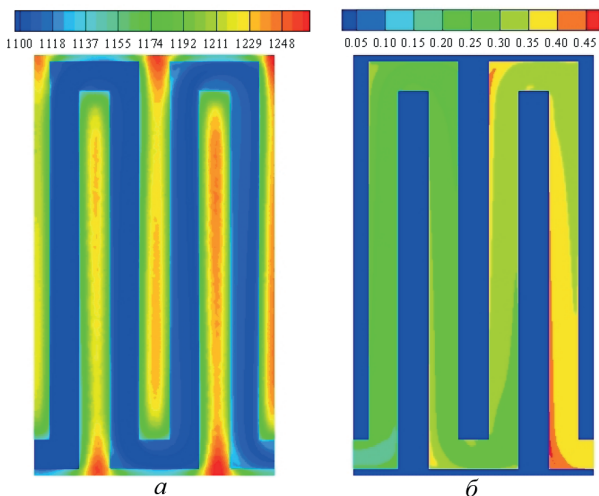
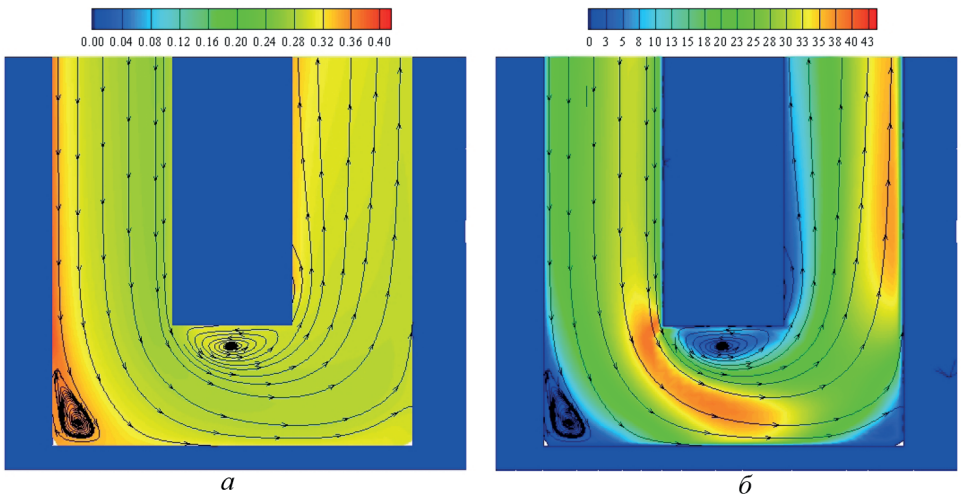


Рис. 4. Распределение температуры (а) и ЛСРЭТ  $\psi$  (б) при  $q = 1,0$  МВт/м<sup>2</sup> для последних двух теплообменных секций

охлаждения позволяет получить достаточно равномерный прогрев ЭТ по сечению канала и, как следствие, достаточно равномерное разложение ЭТ.

Распределение ЛСРЭТ и модуля вектора скорости (для наглядности приведены изолинии функции тока) показано на рис. 5. В такой конструкции интенсивное перемешивание ЭТ позволяет выровнять его температуру, поэтому определяющий фактор, влияющий на степень разложения, — локальная скорость. Наличие отрывных зон приводит к увеличению степени разложения ЭТ вследствие увеличения степени пребывания. Однако на последних теплообменных секциях следует



**Рис. 5.** Распределение ЛСРЭТ (*а*) и полного модуля вектора скорости (*б*) на стыке предпоследней и последней теплообменных секций при тепловой нагрузке  $q = 1,0 \text{ МВт/м}^2$  (стрелками показаны изолинии функции тока)

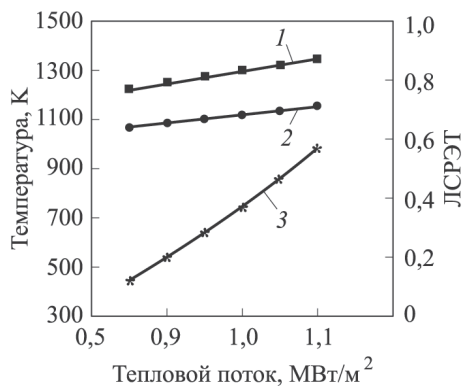
избегать отрыва потока ЭТ для избежания его чрезмерного перегрева и возможного образования твердых отложений на стенках канала.

Результаты моделирования теплообмена в 20-секционной панели охлаждения сведены в таблицу, где приведены максимальные значения ЛСРЭТ  $\psi_{\max}$  и температуры конструкции  $T_{\max}$ , среднемассовые значения ЛСРЭТ  $\langle\psi\rangle$  и температуры потока на выходе из панели охлаждения  $\langle T_f \rangle$ , а также среднемассовые значения ЛСРЭТ  $\langle\vec{\psi}\rangle$  на выходе из патрубка (см. рис. 1, в) при различной тепловой нагрузке. Хотя выходной патрубок теплоизолирован, горячее ЭТ продолжает разлагаться и в нем:  $\langle\psi\rangle < \langle\vec{\psi}\rangle$ . Это обстоятельство должно быть учтено при проектировании систем охлаждения, поскольку при больших степенях разложения ЭТ возможно образование твердых отложений в отводящих магистралях.

#### Результаты моделирования теплообмена в 20-секционной панели охлаждения

$q, \text{ МВт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$	Последние две секции		Выход из панели		Патрубок
	$\psi_{\max}$	$T_{\max}, \text{ К}$	$\langle\psi\rangle$	$\langle T_f \rangle, \text{ К}$	$\langle\vec{\psi}\rangle$
0,5	0	983,75	0	868,71	0
0,6	0,01	1088,98	0,01	953,04	0,01
0,7	0,07	1181,17	0,04	1025,02	0,05
0,8	0,21	1248,60	0,15	1070,53	0,17
0,9	0,39	1300,98	0,31	1098,90	0,34
1,0	0,58	1349,14	0,48	1125,04	0,52

**Рис. 6.** Зависимости максимальной температуры конструкции (1), среднemasсовой температуры пентана на выходе из 50-секционной панели охлаждения (2) и ЛСРЭТ (3) от тепловой нагрузки



Вычислительные эксперименты с 20-секционной панелью показали:

1) использование пентана в качестве ЭТ при его расходе 0,0067 кг/с обеспечивает тепловую защиту поверхности площадью  $0,07 \times 0,40 \text{ м}^2$  от источника с интенсивностью  $1,0 \text{ МВт/м}^2$ ;

2) гидравлическое сопротивление панели охлаждения сравнительно мало;

3) использование панелей охлаждения небольшого размера приводит к усложнению системы распределения ЭТ и сбора продуктов разложения.

Аналогичные результаты установлены для 50-секционной панели охлаждения, массовый расход пентана составил 0,020 кг/с. Результаты моделирования, которые сходны с результатами, полученными для 20-секционной панели (см. рис. 3), показаны на рис. 6.

Вычислительные эксперименты с 50-секционной панелью показали:

1) использование пентана в качестве ЭТ при его расходе 0,020 кг/с обеспечивает тепловую защиту поверхности площадью  $0,07 \times 1,00 \text{ м}^2$  от источника с интенсивностью  $1,0 \text{ МВт/м}^2$ ;

2) гидравлическое сопротивление панели охлаждения сравнительно велико. Сильный нагрев ЭТ (300... 1100 К) приводит к сильному изменению теплофизических свойств среды. В этом случае значение числа Рейнольдса в выходном сечении составит

$$Re_{out} \approx 10 Re_{in},$$

где  $Re_{in}$  — число Рейнольдса на входе в панель охлаждения. В проведенных расчетах  $Re_{out} \approx 10^5$  и  $Re_{out} \approx 3 \cdot 10^5$  для 20- и 50-секционных панелей соответственно;

3) использование панелей охлаждения большого размера приводит к упрощению системы распределения ЭТ и сбора продуктов разложения.

**Заключение.** Полученные результаты показали, что математическая модель, основанная на замене ЭТ некоторой ФС, позволяет моделировать физико-химические процессы в криволинейных элементах конструкции системы охлаждения прямоточных двигателей минимальными дополнительными вычислительными усилиями. Важность этого обстоятельства обусловлена:

1) необходимостью совместного расчета камеры сгорания и системы ее охлаждения;

2) многовариантным проектированием панелей системы охлаждения. Фактически речь идет об обратной задаче (определение оптимальной геометрии каналов панели охлаждения, позволяющей максимально использовать полный хладоресурс ЭТ), решение которой сводится к решению совокупности прямых задач.

Точность подобных моделей сильно зависит от используемого набора эмпирических констант, поэтому их верификация требует тщательного сопоставления расчетных и экспериментальных данных.

Применение ЭТ в высокоскоростных летательных аппаратах выглядит весьма перспективно и позволяет малым количеством топлива охлаждать достаточно большие участки камеры сгорания. Однако конструкция системы охлаждения конкретного изделия во многом зависит от используемого топлива (эксплуатационные и энергетические характеристики, эндотермический эффект), насоса для его подачи, длительности полета, тяги двигателя, размеров и материалов камеры сгорания. Поэтому необходимы дополнительные расчетно-экспериментальные исследования для разработки оптимальных систем охлаждения для высокоскоростных летательных аппаратов различного назначения.

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 12-01-00109).*

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Yanovski L.* Endothermic fuels for hypersonic aviation // Fuels and Combustion Technology for Advanced Aircraft Engines // AGARD Propulsion and Energetic Panel 31st Symposium. Fiuggi, Italy, 10–14 May, 1993. P. 1–44.
2. *Исследование закономерностей термодеструкции эндотермического топлива при повышенных давлениях / Л.С. Яновский, Е.П. Федоров, Г.И. Ковалев, М.Л. Немчиков // Вопросы авиационной науки и техники. Сер. Авиационное двигателестроение. 1987. № 3. С. 41–51.*
3. *Эндотермические топлива и рабочие тела силовых и энергетических установок / Л.С. Яновский, Т.Н. Шигабиев, Ф.М. Галимов, В.Ф. Иванов. Казань: Изд-во РАН, 1996. 264 с.*
4. *Яновский Л.С.* Особенности теплоотдачи к эндотермическому топливу на начальном участке обогреваемого канала в условиях жидкофазного автоокисления / Проблемы химической регенерации тепла в летательных аппаратах и силовых установках. Сб. статей (Тр. ЦИАМ № 1284); под ред. О.Н. Фаворского. 1990. С. 31–44.

5. *Hazlett R.* Progress report on advanced hydrocarbon fuel development // Naval Research Laboratory. 1975. No. 342. 140 p.
6. *Thermalcracking* of aviation kerosene for scramjet application / F.Q. Zhong, X.J. Fan, G. Yu et al. // Science in China. Series E: Technological Sciences. Vol. 52. 2009. P. 2644–2652.
7. *Simulation* flowing mildly-cracked normal alkanes incorporating proportional product distribution / T.A. Ward, J.S. Ervin, R.C. Striebich at al. // J. of Propulsion and Power. Vol. 20. 2004. P. 394–402.
8. *Ward T.A., Ervin J.S., Zabarnick S.* Pressure effect on flowing mildly-cracked n-decane // J. of Propulsion and Power. Vol. 21. 2005. P. 344–355.
9. *Зельдович Я.Б.* Высшая математика для начинающих и ее приложения к физике. М.: Физматлит, 2010. 520 с.
10. *Danckwerts P.V.* Local residence-times in continuous flow systems // Chem Eng. Sci. 1958. No. 9. P. 78–79.
11. *Baleo J.N., Le Cloirec P.* Validating a prediction method of mean residence time spatial distributions // AIChE J. 2000. No. 46. P. 675–683.
12. *Froment G.F., Bischoff K.B.* Chemical reactor analysis and design. N.Y.: John Wiley & Sons, Inc. 1979.
13. *Techniques* for the reconstruction of a distribution from a finite number of its moments / V. John, I. Angelov, A.A. Oncul, D. Thevenin // Chem. Eng. Sci. 2007. No. 62. P. 2890–2904.

## REFERENCES

- [1] Yanovski L. Endothermic fuels for hypersonic aviation. *Proc. 31th Symp. "AGARD Propulsion and Energetic Panel", sect. "Fuels and Combustion Technology for Advanced Aircraft Engines"*. Fiuggi, Italy, 1993, 10–14 May, pp. 1–44.
- [2] Yanovskiy L.S., Fedorov E.P., Kovalev G.I., Nemchikov M.L. Investigation of the thermal degradation of the endothermic fuel at high pressures. *Voprosy aviatsionnoy nauki i tekhniki. Ser. Aviats. Dvigatelsestroenie* [Questions of Aviation Sci. Tech. Ser. Aviation Engine Technology], 1987, no. 3, pp. 41–51 (in Russ.).
- [3] Yanovskiy L.S., Shigabiev T.N., Galimov F.M., Ivanov V.F. Endotermicheskie topliva i rabochie tela silovykh i energeticheskikh ustanovok [Endothermic fuels and working medium of propulsion and power plants]. Kazan', RAN Publ., 1996. 264 p.
- [4] Yanovskiy L.S., Favorskiy O.N. Features of heat transfer to the endothermic fuel in the initial portion of the heated channel in a liquid-phase autoxidation. *Sb. statey TsIAM "Problemy khimicheskoy regeneratsii tepla v letatel'nykh apparatakh i silovykh ustanovkakh"* [Collect. Pap. of the Baranov Central Institute of Aviation Motor "Problems of chemical heat recovery in the aircraft and power plants"]. Moscow, 1990, no. 1284, pp. 31–44 (in Russ.).
- [5] Hazlett R. Progress report on advanced hydrocarbon fuel development. *Naval Research Laboratory (NRL)*, 1975, no. 342, 140 p.
- [6] Zhong F.Q., Fan X.J., Yu G. Thermalcracking of aviation kerosene for scramjet application. *Sci. China Tech. Sci.*, 2009, vol. 52, pp. 2644–2652.
- [7] Ward T.A., Ervin J.S., Striebich R.C. Simulation flowing mildly-cracked normal alkanes incorporating proportional product distribution. *J. Propul. Power*, 2004, vol. 20, pp. 394–402.
- [8] Ward T.A., Ervin J.S., Zabarnick S. Pressure effect on flowing mildly-cracked n-decane. *J. Propul. Power*, 2005, vol. 21, pp. 344–355.
- [9] Zel'dovich Ya.B. Vysshaya matematika dlya nachinayushchikh i ee prilozheniya k fizike [Higher mathematics for beginners and its applications to physics]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2010. 520 p.
- [10] Danckwerts P.V. Local residence-times in continuous flow systems. *Chem Eng. Sci.*, 1958, no. 9, pp. 78–79.

- [11] Baleo J.N., Le Cloirec P. Validating a prediction method of mean residence time spatial distributions. *AIChE J.*, 2000, no. 46, iss. 4, pp. 675–683.
- [12] Froment G.F., Bischoff K.B. Chemical reactor analysis and design. NY, John Wiley & Sons, Inc., 1979. 765 p.
- [13] John V., Angelov I., Oncul A.A., Thevenin D. Techniques for the reconstruction of a distribution from a finite number of its moments. *Chem. Eng. Sci.*, 2007, no. 62, pp. 2890–2904.

Статья поступила в редакцию 16.04.2014

Токталиев Павел Дамирович — младший научный сотрудник Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ). Автор более 20 научных работ в области газовой динамики, теплофизики, вычислительной гидродинамики, турбулентности.

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Российская Федерация, 111116, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2.

Toktaliev P.D. — junior researcher of the Baranov Central Institute of Aviation Engine (TsIAM). Author of more than 20 publications in the field of gas dynamics, thermal physics, CFD.

Baranov Central Institute of Aviation Engine, Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation.

Мартыненко Сергей Иванович — д-р физ.-мат. наук, научный сотрудник Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ). Автор около 60 научных работ в области многосеточных методов, высокопроизводительных вычислений, теплофизики, вычислительной гидродинамики.

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Российская Федерация, 111116, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2.

Martynenko S.I. — Dr. Sci. (Phys.-Math.), researcher of the Baranov Central Institute of Aviation Engine (TsIAM). Author of about 60 publications in the field of multigrid methods, high performance computing, thermal physics, CFD.

Baranov Central Institute of Aviation Engine, Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation.