

Расчет температур стенок жаровой трубы камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя при завесном охлаждении

© Е.А. Андреев, К.Е. Ковалёв, А.К. Шостов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В настоящее время крылатые ракеты наряду с турбореактивными двигателями оснащают и прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД). Как правило, при использовании ракет с ПВРД камера сгорания функционирует в течение длительного времени при максимальном подогреве, в связи с чем она становится весьма теплонагруженным узлом, что требует решения сложных задач теплопрочности. Поэтому необходимо выполнять расчеты, позволяющие определить тепловое состояние элементов камеры сгорания, на основе которых могут быть приняты рациональные конструкторские решения. В данной работе представлено определение температур стенок жаровой трубы маршевой камеры сгорания ПВРД со стороны продуктов сгорания и охлаждающего воздуха. Схожесть до определенной степени конструкций жаровых труб турбореактивного и прямоточного двигателя на жидком топливе позволила адаптировать отработанные в турбореактивных двигателях методы расчета к камерам сгорания ПВРД. Определены основные участки камеры сгорания и их характерные особенности. Решена система нелинейных уравнений теплообмена с использованием эмпирических коэффициентов как для охлаждаемого, так и для неохлаждаемого участка. Построены графики распределения температур на участках жаровой трубы по всей длине камеры сгорания. Качественный анализ полученных результатов показал, что примененный метод можно применять для определения теплового состояния стенок жаровой трубы в первом приближении, без учета локальных конструктивных особенностей, а лишь оперируя условиями полета летательного аппарата и параметрами жидкого горючего.

Ключевые слова: жаровые трубы, завесное охлаждение, камера сгорания, прямоточный воздушно-реактивный двигатель

Введение. Без современных крылатых ракет, которые стоят на вооружении армий большинства стран, невозможно представить успешное проведение боевых действий, и потому нельзя недооценивать их важность и эффективность. Сегодня на многих таких ракетах установлены прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД), которые в основном проектируют как силовые установки для упомянутых ракет и систем воздух — воздух. Кроме того, их можно использовать и, например, в артиллерийских боеприпасах [1]. В то же время ПВРД получили свое логичное развитие и в качестве перспективных двигателей самолетов гражданской авиации, предназначенных для межконтинентальных перелетов с гиперзвуковой скоростью [2].

Рабочий процесс ПВРД существенно зависит от скорости полета летательного аппарата (ЛА) и агрегатного состояния применяемого горючего. При использовании жидкого горючего и при умеренных сверхзвуковых скоростях ($M \leq 4$) некоторые узлы турбореактивных двигателей (ТРД) и ПВРД, например, жаровую трубу как оболочку камеры сгорания (КС), проектируют на основе одинаковых принципов [3].

Жаровая труба используется для локализации процесса горения топлива и для распределения воздуха в заданных пропорциях по отдельным ее зонам. Современные жаровые трубы изготавливают из листовых металлических заготовок путем пайки или сварки. Они должны обладать высокой термостойкостью и выдерживать воздействие повышенного давления и перегрузок. Охлаждение стенок КС ПВРД — более сложная задача, чем охлаждение ТРД, из-за повышенных температур продуктов сгорания (ПС), нередко достигающих стехиометрического уровня. Поэтому разрабатывают различные способы охлаждения жаровой трубы, в том числе и конструктивные.

Кроме того, наряду с температурами стенок жаровой трубы необходимо определять и их распределение по ее толщине. При высоких значениях градиента температуры могут возникать и термонапряжения, приводящие к снижению несущей способности конструкции жаровой трубы.

Одной из современных схем охлаждения стенок является конвективно-пленочная. При этом поток воздуха через пространство между оболочками жаровой трубы попадает на внутреннюю поверхность стенок КС, создавая так называемую защитную пленку относительно холодного воздуха, отбираемого после прохождения воздухозаборного устройства (ВЗУ). Такое конструктивное решение позволяет уменьшить конвективные тепловые потоки от ПС, что понижает температуру стенки с «горячей стороны» [4, 5].

Определение теплового состояния жаровой трубы — задача нетривиальная. Из-за большого количества взаимовлияющих факторов проблематично с достаточной точностью определить значения тепловых потоков, а также значения температур в интересующих точках. Однако такую задачу можно решить в первом приближении путем численного моделирования [6–8].

Цель представленного исследования — определить тепловое состояние стенок жаровой трубы КС маршевой ступени ПВРД.

Постановка задачи. Исследуемый элемент конструкции — КС маршевой ступени ПВРД, которая представляет собой жаровую трубу, состоящую из набора перекрывающих друг друга оболочек из жаростойкой стали. Процесс течения смеси происходит следующим образом. При полете ракеты набегающий поток воздуха проходит через

воздухозаборное устройство, где скоростной напор преобразуется в статический, а давление и температура повышаются. Затем воздух протекает по каналу, ведущему к КС, перед которой расположены форсунки подачи горючего. После впрыска оно смешивается с воздушным потоком, проходит через пояс стабилизаторов горения и воспламеняется. Топливо-воздушная смесь, протекая по тракту маршевой КС, выделяет большое количество теплоты, поток которой идет в сторону стенок. Для их охлаждения предусмотрен кольцевой канал между камерой и внешней оболочкой, по которому протекает воздух, отбираемый из воздухоподводящего тракта. При этом в процессе течения часть его попадает в щели между оболочками, смешивается с пристеночным слоем продуктов сгорания и образует защитную воздушную пелену. Общий вид КС в разрезе приведен на рис. 1.

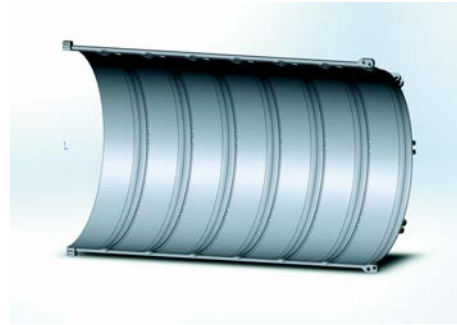


Рис. 1. Общий вид КС в разрезе

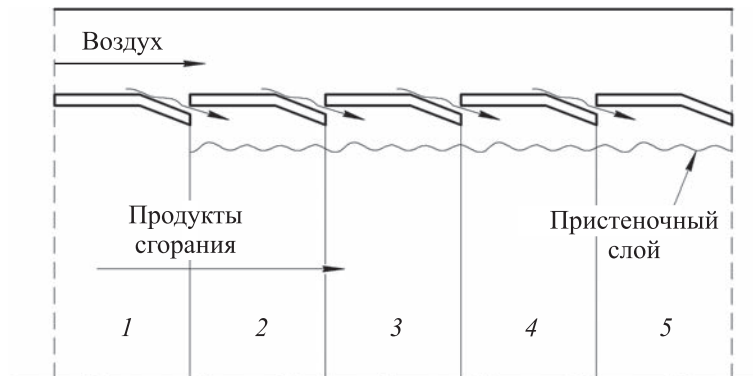


Рис. 2. Схема течения продуктов сгорания и воздуха

Схема течения продуктов сгорания и воздуха по тракту жаровой трубы, разделенной на секции 1–5, представлена на рис. 2. После того как горючее было подано через форсунки в поток воздуха, полученная смесь воспламеняется и попадает в начальное сечение КС. Параллельно этой смеси в кольцевом канале проходит охлаждающий воздух, отобранный из воздухоподводящего канала. Как видно на схеме, жаровую трубу можно условно разбить на два участка: на первом воздушная защитная пелена еще не омывает внутреннюю поверхность стенки, на втором — кольцевая оболочка уже имеет защитный воздушный слой, который поддерживается вплоть до выхода из КС.

Теплообмен на первом участке можно рассматривать таким же, как в обычной трубе с проточным охлаждением. Подобные задачи решаются с помощью методов, изложенных в [9]. Последующие участки необходимо рассчитывать с учетом наличия воздушной завесы. В этом случае температуру газа в пристеночном слое можно определить по методике, приведенной в [10]. Однако ввиду сложности описания протекающих процессов с помощью уравнений необходимо использовать экспериментальные данные, на основе которых можно с достаточной точностью вводить в известные уравнения теплообмена поправочные коэффициенты. Поэтому искомый расчет обеих зон жаровой трубы ведется по методике, изложенной в [11].

Принятые допущения. Процесс теплообмена в КС крайне сложно описать аналитически только с помощью систем уравнений. При смешении воздуха с горючим перед самой КС проходят химические реакции, которые могут протекать вплоть до выхода из сверхзвукового сопла ракеты, причем эта неоднородность отмечается как в осевом, так и в радиальном направлении.

Кроме того, возникают локальные вихревые зоны, описать которые очень трудно. Из-за образования местных вихрей возможен перегрев стенок трубы, для которых определяются граничные температуры. К тому же сами стенки состоят из материала, механические и теплофизические свойства которого изменяются в зависимости от температуры.

Таким образом, учесть все параметры, влияющие на процесс теплообмена невозможно, поэтому обычно требуется провести ряд экспериментов для определения интересующих величин.

Исходя из вышеизложенного, для того чтобы упростить решение системы уравнений тепломассообмена, необходимо использовать следующие допущения:

- состав воздуха и ПС не изменяется между двумя соседними сечениями;
- полная температура ПС остается постоянной на всей длине жаровой трубы;
- кондуктивный поток теплоты в осевом направлении стенки не учитывается;
- состав ПС равновесен между двумя соседними сечениями;
- потери давления на трение не учитываются;
- механические свойства материала стенок принимаются постоянными по всей длине камеры.

Геометрические параметры тракта. Конструктивно жаровая труба представляет собой набор обечаек сложной формы, которые, перекрывая друг друга, образуют между собой зазоры для протекания воздуха. С внешней стороны кольцевого канала охлаждения

расположена внутренняя стенка корпуса ракеты. Каждая обечайка имеет одинаковую форму, что значительно упрощает задачу определения площади проходных сечений и теплоотдающих поверхностей. Основные сечения (0–5) элемента КС представлены на рис. 3. Для того чтобы упростить расчеты, пренебрегаем местными скруглениями и сопряжениями разных поверхностей стенки. Имеющиеся в реальных конструкциях перфорации, через которые происходит ввод защитной воздушной завесы, заменим эквивалентной щелью, обозначенной A на рис. 3.

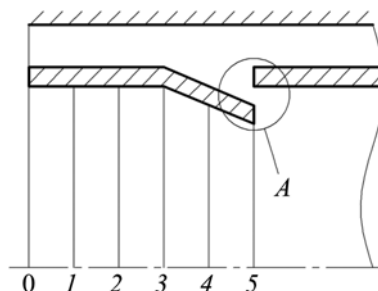


Рис. 3. Геометрия кольцевой оболочки

Для более точного определения температуры стенки секция жаровой трубы разбита на пять участков: 0–1; 1–2; 2–3; 3–4; 4–5. При таком разбиении не учитывается толщина стенки, чтобы не усложнять расчет геометрических параметров тракта.

Определение тепловых потоков. Стенки жаровой трубы нагреваются под действием конвективного и лучистого тепловых потоков со стороны протекающих ПС. В свою очередь, стенки передают теплоту излучением во внешнюю обечайку ракеты, а также конвективным теплопереносом в омывающий их воздух. Схема теплообмена приведена на рис. 4.

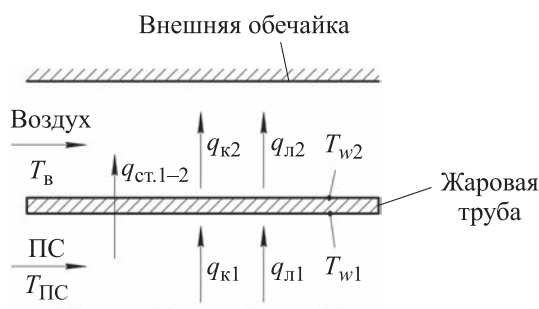


Рис. 4. Схема теплообмена:

$q_{к1}$ и $q_{к2}$ — конвективный поток от ПС и от жаровой трубы к охлаждающему воздуху соответственно; $q_{л1}$ и $q_{л2}$ — лучистый поток от ПС и от жаровой трубы к внешней обечайке соответственно; $q_{ст.1-2}$ — удельный кондуктивный тепловой поток поперек стенки; $T_{ПС}$ и $T_{В}$ — температура ПС и воздуха соответственно; T_{w1} и T_{w2} — температура стенки со стороны ПС и со стороны охлаждающего воздуха соответственно

Для изображенной на рис. 4 схемы уравнение теплообмена имеет вид

$$q_{к1} + q_{л1} = q_{к2} + q_{л2} = q_{ст.1-2}. \quad (1)$$

Кондуктивный тепловой поток поперек стенки K_{1-2} определяется градиентом температуры по толщине стенки:

$$q_{ст.1-2} = \frac{\lambda_w}{t_w} (T_{w1} - T_{w2}), \quad (2)$$

где λ_w — коэффициент теплопроводности материала стенки; t_w — толщина стенки.

С учетом того, что основным источником теплового излучения при высоких температурах являются трехатомные и многоатомные газы, а также [11], получим

$$q_{л1} = 0,5(1 + \varepsilon_w) \sigma \varepsilon_{ПС} T_{ПС}^{1,5} (T_{ПС}^{2,5} - T_{w1}^{2,5}), \quad (3)$$

где ε_w — интегральная излучательная способность стенки; для жаростойкой стали обычно принимают $\varepsilon_w = 0,7$; $\varepsilon_{ПС}$ — интегральная излучательная способность ПС; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$ — постоянная Стефана — Больцмана.

Основной вклад в лучистый тепловой поток вносят молекулы водяного пара и углекислого газа. Их интегральные излучательные способности ($\varepsilon_{\text{H}_2\text{O}}$ и $\varepsilon_{\text{CO}_2}$ соответственно) зависят от парциальных давлений, габаритов КС и температуры ПС. Интегральную излучательную способность ПС рассчитывают по формуле

$$\varepsilon_{ПС} = \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} + \varepsilon_{\text{CO}_2} - \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} \varepsilon_{\text{CO}_2}, \quad (4)$$

где $\varepsilon_{\text{H}_2\text{O}}$ и $\varepsilon_{\text{CO}_2}$ определяются с учетом значений парциальных давлений для водяного пара и углекислого газа; эти данные берутся после расчета в программе Terra.

Далее необходимо вычислить для жаровой трубы среднюю длину пути луча

$$l = 0,9D_{КС},$$

где $D_{КС}$ — диаметр жаровой трубы.

В итоге после расчетов по уравнению (3) можно сделать вывод, что лучистый тепловой поток со стороны ПС будет функцией от температуры стенки с «горячей стороны».

При определении лучистого теплового потока от стенок жаровой трубы к внешней обечайке принимают допущение, что стенки

являются серыми телами с равномерными интегральными излучательными способностями. Предполагается также, что температура стенки внешней обечайки со стороны охлаждающего воздуха равна температуре самого воздуха, что незначительно влияет на конечный результат расчета.

Опираясь на анализ экспериментальных данных, приведенный в [11], при использовании корпуса из стали можно записать выражение для лучистого теплового потока от жаровой трубы:

$$q_{л2} = 0,6\sigma(T_{w2}^4 - T_B^4). \quad (5)$$

Расчет конвективного теплового потока является самым неточным. Наличие зон обратных токов, больших градиентов температур, а также непрекращающиеся физико-химические преобразования топливной смеси не позволяют определить с высокой точностью поля температур, скоростей и т. д. В связи с этим необходимо использовать поправочные коэффициенты, полученные из экспериментальных данных.

Конвективный тепловой поток от ПС к жаровой трубе

$$q_{к1} = 0,017 \frac{k_{ПС}}{D_{КС}^{0,2}} \left(\frac{\dot{m}_{ПС}}{F_{ПС}\mu_{ПС}} \right)^{0,8} (T_{ПС} - T_{w1}), \quad (6)$$

где $k_{ПС}$ — показатель адиабаты ПС; $\dot{m}_{ПС}$ — массовый расход воздуха, кг/с; $F_{ПС}$ — площадь, ограничивающая поток ПС, м²; $\mu_{ПС}$ — динамическая вязкость ПС, Па·с.

Конвективный тепловой поток от стенок жаровой трубы в охлаждающий воздух определяется с помощью уравнения, аналогичного (6), но с другими геометрическими параметрами:

$$q_{к2} = 0,020 \frac{k_B}{D_{охл}^{0,2}} \left(\frac{\dot{m}_B \psi}{F_B \mu_B} \right)^{0,8} (T_{w2} - T_B), \quad (7)$$

где k_B — показатель адиабаты воздуха; $D_{охл}$ — гидравлический диаметр кольцевого канала; \dot{m}_B — массовый расход воздуха, кг/с; ψ — коэффициент, учитывающий забор воздуха перед КС; F_B — площадь, ограничивающая поток воздуха, м²; μ_B — динамическая вязкость воздуха, Па·с.

Расчет неохлаждаемого участка. Выше записаны уравнения для определения всех тепловых потоков. Как видно из формул, при подстановке в них заданных ранее геометрических параметров тракта и физических параметров воздуха и ПС можно определить тепловые

потоки как функции от температур стенок. Тогда уравнение (1) можно представить в виде

$$0,017 \frac{k_{\text{ПС}}}{D_{\text{КС}}^{0,2}} \left(\frac{\dot{m}_{\text{ПС}}}{F_{\text{ПС}} \mu_{\text{ПС}}} \right)^{0,8} (T_{\text{ПС}} - T_{w1}) + 0,5(1 + \varepsilon_w) \sigma \varepsilon_{\text{ПС}} T_{\text{ПС}}^{1,5} (T_{\text{ПС}}^{2,5} - T_{w1}^{2,5}) =$$

$$= 0,020 \frac{k_{\text{В}}}{D_{\text{ОХЛ}}^{0,2}} \left(\frac{\dot{m}_{\text{В}} \Psi}{F_{\text{ПС}} \mu_{\text{В}}} \right)^{0,8} (T_{w2} - T_{\text{В}}) + 0,6 \sigma (T_{w2}^4 - T_{\text{В}}^4) = \frac{\lambda_w}{t_w} (T_{w1} - T_{w2}). \quad (8)$$

Уравнение (8) решается численным методом, для чего используется язык программирования Python с библиотекой SciPy. Эта система решается для каждого сечения участка трубы. График распределения температуры стенки со стороны ПС и со стороны воздуха приведен на рис. 5.

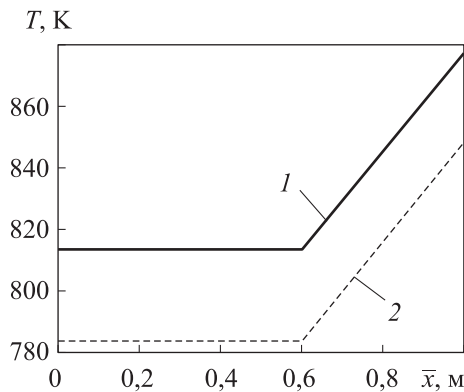


Рис. 5. Распределение температуры стенки неохлаждаемого участка по длине со стороны ПС (1) и со стороны воздуха (2)

Расчет охлаждаемого участка. При расчете охлаждаемого участка жаровой трубы используются те же зависимости, что и для неохлаждаемого участка, так как протекающие процессы практически идентичны, и геометрия остается такой же. Исключение составляет конвективная составляющая теплового потока со стороны ПС. Данная поправка вводится из-за значительного изменения скорости и температуры горячего газа вблизи стенки, что объясняется наличием пленки холодного воздуха, отобранного из тракта охлаждения на предыдущем участке.

При выводе выражения конвективного теплового потока со стороны ПС используется модель турбулентного течения, которая подходит под условия задачи. Для каждого сечения рассматриваемой трубы определяется температура стенок в зависимости от соотношения расстояния от щели вдува охлаждающего воздуха к высоте щели. При высоте щели $s = 3$ мм (см. рис. 3) обеспечивается забор 3 % массы

воздуха для охлаждения секции из контура охлаждения. Необходимо также определить ряд дополнительных параметров:

массовую скорость охлаждающего воздуха в щели

$$(\rho u)_в = \frac{0,04\dot{m}_в \psi}{\pi D_{КС} s};$$

массовую скорость ПС в конце предыдущего участка

$$(\rho u)_{ПС} = \frac{\dot{m}_{ПС}}{F_{ПС}};$$

соотношение данных величин

$$m = \frac{(\rho u)_в}{(\rho u)_{ПС}}.$$

Коэффициент эффективности охлаждения в зависимости от расстояния $x_{жи}$ от щели до интересующей точки элемента жаровой трубы:

$$\eta = \begin{cases} 1,1m^{0,65} \left(\frac{\mu_в}{\mu_{ПС}} \right)^{0,15} \left(\frac{x_{жи} t_w}{s^2} \right)^{-0,2} & \text{при } 0,5 < m < 1,3, \\ 1,25 \left(\frac{\mu_в}{\mu_{ПС}} \right)^{0,15} \left(\frac{x_{жи} t_w}{s^2} \right)^{-0,2} & \text{при } 1,3 < m < 4. \end{cases}$$

Данная величина рассчитывается для каждого сечения по отдельности. С помощью коэффициента эффективности охлаждения можно определить адиабатическую температуру у стенки:

$$T_{ад} = T_{ПС} - \eta(T_{ПС} - T_в).$$

Выражение для конвективного потока со стороны ПС принимает вид

$$q_{к1} = \begin{cases} 0,069 \frac{k_в}{x_{жи}} \text{Re}_x^{0,7} (T_{ад} - T_{w1}) & \text{при } 0,5 < m < 1,3, \\ 0,10 \frac{k_в}{x_{жи}} \text{Re}_x^{0,7} \left(\frac{x_{жи}}{s} \right)^{-0,36} (T_{ад} - T_{w1}) & \text{при } m > 1,3. \end{cases} \quad (9)$$

В итоге нужно решить снова уравнение (8), подставив в него новое выражение для конвективной части теплового потока (9). График распределения температуры стенки в первой охлаждаемой секции приведен на рис. 6.

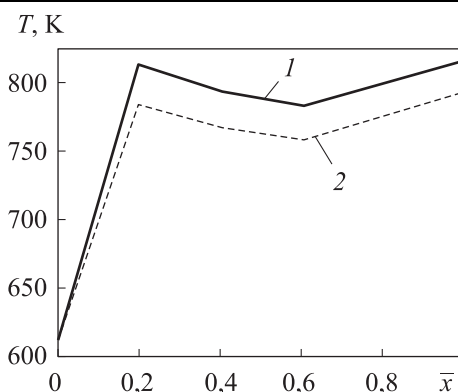


Рис. 6. Распределение температуры стенки в первой охлаждаемой секции по длине со стороны ПС (1) и воздуха (2)

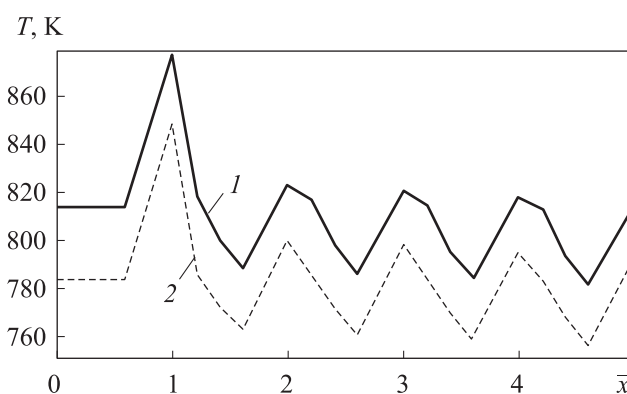


Рис. 7. Распределение температуры стенки по всей трубе со стороны ПС (1) и воздуха (2)

График распределения температуры стенки по длине всей жаровой трубы приведен на рис. 7.

Заключение. Проведенные расчеты температуры стенок жаровой трубы со стороны ПС и со стороны охлаждающего воздуха подтвердили работоспособность завесной системы охлаждения, так как их значения не превышали допустимый уровень. Разница температур на внутренней и внешней сторонах стенки была не выше 60К. Это означает, что термические напряжения, вызванные градиентом температур, не будут оказывать слишком сильного воздействия на прочность конструкции жаровой трубы.

Данный расчет показал, что использованный метод подходит для примерной оценки потребных температур. Качественная картина распределения этих температур по длине камеры получена в виде, коррелирующем с экспериментальными данными, описанными в [11] для турбореактивного двигателя. Опыт эксплуатации имеющихся в настоящее время камер жидкостных ПВРД, отработанных экспериментально

и имеющих схожие геометрические и режимные параметры, также косвенно подтверждает правомерность использованной расчетной методики.

Однако следует признать, что при данном методе не учитывается ряд важных параметров, например перенос теплоты в поперечном и осевом направлениях. В реальных изделиях такие тепловые потоки вносят вклад в температурное состояние стенок, но описание этого процесса аналитически является задачей крайне трудоемкой.

Можно также дополнить данный метод численным моделированием в различных программных комплексах, например в ANSYS Fluent, либо реализовать решение системы уравнений теплообмена для двумерного случая численными методами. При наличии конкретных экспериментальных данных можно оценить степень близости полученных результатов к реальным значениям.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кэрт Б.Э., Знаменский Е.А., Кравцов В.О., Панченко А.В., Чубасов В.А. Расчетная оценка баллистических возможностей артиллерийских снарядов с ракетно-прямоточными двигателями. *Известия РАН*, 2019, № 2 (107), с. 125–133.
- [2] Бузулук В.И., Васильев Р.П., Воеводенко Н.В., Губанов А.А., Гуревич Б.И., Тальзин В.А., Чернышев С.Л. Исследования концепций высокоскоростных гражданских самолетов в ЦАГИ. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2018, № 11, с. 37–49.
- [3] Бакулев В.И., Голубев В.А., ред. *Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок*. Теоретические основы. 2-е изд. перераб. и доп. Пермь, Пермский государственный университет, 2010, 368 с.
- [4] Пчёлкин Ю.М. *Камеры сгорания газотурбинных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1984, 280 с.
- [5] Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М. *Теория авиационных газотурбинных двигателей*. Ч. 2. Москва, Машиностроение, 1978, 336 с.
- [6] Батенин И.А. Численное моделирование работы жаровой трубы в системе охлаждения камеры сгорания воздушно-реактивного двигателя. *Политехнический молодежный журнал*, 2019, № 8 (37). DOI: 10.18698/2541-8009-2019-8-516
- [7] Скибина Н.П. Численное исследование нестационарного течения газа в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя с учетом процесса теплообмена. *Вычислительные технологии*, 2020, № 6, с. 50–61.
- [8] Матвеев С.Г., Анисимов В.М., Зубрилин И.А., Коломзаров О.В., Миронов Н.С. Определение теплового состояния и доводка системы охлаждения стенок жаровой трубы с помощью методов трёхмерного моделирования. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2015, № 2, с. 119–128.
- [9] Авдуевский В.С., Галицейский В.М., ред. *Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике*. Москва, Машиностроение, 1992, 528 с.

- [10] Сенюшкин Н.С., Харитонов В.Ф., Ялчибаева Л.Н. Расчет теплового состояния стенок камер сгорания ВРД. *Вестник Воронежского государственного технического университета*, 2012, № 5, с. 73–76.
- [11] Лефевр А. *Процессы в камерах сгорания ГТД*. Пер. с англ. Москва, Мир, 1986, 566 с.

Статья поступила в редакцию 23.01.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Андреев Е.А., Ковалёв К.Е., Шостов А.К. Расчет температур стенок жаровой трубы камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя при завесном охлаждении. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2251>

Андреев Евгений Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 30 научных работ в области двухфазных течений в газовом тракте ракетных двигателей и методологии диагностики рабочих процессов в ракетных и реактивных двигателях. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Ковалёв Кирилл Евгеньевич — старший преподаватель кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область деятельности и научных интересов: ракетные двигатели на жидком и твердом топливе, численное моделирование и экспериментальное исследование тепломассообмена в камерах сгорания ракетных двигателей. e-mail: kovalev.k@bmstu.ru

Шостов Артём Константинович — студент 6-го курса кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: catcher.boxer@gmail.com

Calculation of the burner liner wall temperature of the ramjet engine combustion chamber under the mist cooling

© E.A. Andreev, K.E. Kovalev, A.K. Shostov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Along with the turbojet engines, cruise missiles are using the ramjet engines, Features of the ramjet rockets use in most cases are characterized with the combustion chamber operating for significant time at the maximum heating, which makes it a rather heat-loaded unit that requires solving complex issues of the heat resistance. Therefore, calculations are relevant to determine thermal state of the combustion chamber elements, which makes the basis for making rational design decisions. This paper determines temperatures of the burner liner wall of the ramjet engine main combustion chamber affected by combustion products and cooling air. Certain similarity in the design of the burner liners of turbojet and ramjet engine on liquid fuel made it possible to adapt calculation methods worked out for a turbojet engine to the ramjet engine combustion chambers. Main sections of the combustion chamber and their characteristic features were identified. A system of non-linear heat transfer equations was solved using empirical coefficients for both cooled and uncooled sections. Graphs of temperature distribution in sections of the burner liner along the entire length of the combustion chamber were plotted. Qualitative analysis of the obtained results showed that the applied method could be used to determine the thermal state of the burner liner walls as the first approximation, without taking into account local design features, but using only the aerial vehicle flight conditions and the liquid fuel parameters.

Keywords: burner liner, mist cooling, combustion chamber, ramjet engine

REFERENCES

- [1] Kert B.E., Znamensky E.A., Kravtsov V.O., Panchenko A.V., Chubasov V.A. Raschetnaya otsenka ballisticheskikh vozmozhnostey artilleriyskikh snaryadov s raketno-pryamotokhnymi dvigatelyami [The estimated score of ballistic capabilities of artillery shells with rocket-thermally engines]. *Izvestiya RARAN — Proceedings of the RARAS*, 2019, no. 2 (107), pp. 125–133.
- [2] Buzuluk V.I., Vasilyev R.P., Voevodenko N.V., Gubanov A.A., Gurevich B.I., Talyzin V.A., Chernyshev S.L. Issledovaniya kontseptsii vysokoskorostnykh grazhdanskikh samoletov v TsAGI [Research of high-speed civil aircraft concepts in TSAGI]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polet" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2018, no. 11, pp. 37–49.
- [3] Bakulev V.I., Golubev V.A., edited. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow, MAI Publ., 2003, 688 p.
- [4] Pchelkin Y.M. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley* [Combustion chambers of the gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 280 p.
- [5] Nechaev Y.N., Fedorov R.M. *Teoriya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aviation gas turbine engines. Part 2]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 336 p.

- [6] Batenin I.A. Chislennoe modelirovanie raboty zharovoy trubyy v sisteme okhlazhdeniya kamery sgoraniya vozdušno-reaktivnogo dvigatelya [Numerical modeling of the flame tube operation in the cooling system of the air-jet engine combustion chamber]. *Politekhnicheskii molodezhnyi zhurnal — Politechnical Student Journal*, 2019, no. 8 (37). DOI: 10.18698/2541-8009-2019-8-516
- [7] Skibina N.P. Chislennoe issledovanie nestatsionarnogo techeniya gaza v kamere sgoraniya pryamotchnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya s uchedom protsessa teploobmena [Computational study of unsteady gas flow in the combustion chamber of a ramjet engine with heat transfer]. *Vychislitelnye tekhnologii — Computational Technologies*, 2020, no. 6, pp. 50–61.
- [8] Matveev S.G., Anisimov V.M., Zubrilin I.A., Kolomzarov O.V., Mironov N.S. Opredelenie teplovogo sostoyaniya i dovodka sistemy okhlazhdeniya stenok zharovoy trubyy s pomoschyu metodov trekhmernogo modelirovaniya [Determination of thermal state and modification of the flame tube cooling system with the help of three-dimensional modeling methods]. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and mechanical engineering*, 2015, no. 2, pp. 119–128.
- [9] Avduevskiy V.S., Galitseyskiy V.M., edited. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Fundamentals of heat transfer in aviation, rocket and space technology]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 528 p.
- [10] Senyushkin N.S., Kharitonov V.F., Yalchibaeva L.N. Raschet teplovogo sostoyaniya stenok kamer sgoraniya VRD [Thermal state calculation for a combustion chamber of an air-breathing engine]. *Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta — Bulletin of Voronezh State Technical University*, 2012, no. 5, pp. 73–76.
- [11] Lefebvre A.H. *Gas Turbine Combustion*. Taylor & Francis, 1983 [In Russ.: Lefevr A. Protsepy v kamerakh sgoraniya GTD. Moscow, Mir Publ., 1986, 566 p.].

Andreev E.A., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 30 scientific publications in two-phase flows in the gas path of rocket engines and techniques for diagnosing the working processes in rocket and jet engines. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

Kovalev K.E., Senior Lecturer, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Scientific interests: liquid and solid propellant rocket engines, numerical simulation and experimental study of heat and mass transfer in combustion chambers of the rocket engines. e-mail: kovalev.k@bmstu.ru

Shostov A.K., 6th year Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: catcher.boxer@gmail.com