

## РАДИАЦИОННЫЙ ТЕПЛООБМЕН И ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ПРОТОЧНЫХ ТРАКТОВ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

В.А. Товстоног

tovstonog@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Работоспособность высокотемпературных устройств во многом определяется температурными режимами, лимитируемыми термостойкостью конструкционных материалов, при этом одной из основных проблем является разработка эффективных систем тепловой защиты теплонапряженных элементов конструкции. В ряде высокотемпературных газодинамических устройств работоспособность проточного тракта обеспечивается применением термостойких неорганических соединений или композиционных керамических материалов с рабочей температурой 2000...2500 К. Одним из методов тепловой защиты элементов конструкции, находящихся с проточным трактом в тепловой связи, при ограничениях на использование активных методов их теплозащиты, например регенеративного охлаждения, может служить метод радиационной тепловой защиты. Рассмотрены схемы, алгоритмы и примеры расчета радиационно-конвективного теплообмена в системе тепловой защиты с использованием радиационных экранов

### Ключевые слова

*Газодинамические установки, высокие температуры, радиационный теплообмен, тепловая защита*

Поступила в редакцию 07.07.2017  
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

---

**Введение.** К газодинамическим установкам с проточным трактом может быть отнесен большой класс тепловых двигателей — реактивных двигателей прямой реакции. Их работа связана с процессами физико-химических превращений при сгорании рабочего вещества (топлива) в камере сгорания (КС) и газодинамикой течения высокотемпературного рабочего тела по проточному тракту. При этом эффективность двигательных установок (ДУ) во многом определяется температурой рабочего тела, что предопределяет стремление к использованию энергоемких топливных смесей и повышению уровня рабочих температур вплоть до предельно достижимых. Однако требования по жаростойкости и термopрочности конструкционных материалов ДУ налагают вполне определенные ограничения на рабочий процесс, диапазон эксплуатационных параметров и область применения того или иного типа ДУ. В связи с этим особую актуальность имеют вопросы обеспечения температурных режимов наиболее теплонапряженных узлов и агрегатов, решаемые индивидуально для каждого типа ДУ.

Среди тепловых ДУ наиболее энергонасыщенными являются ракетные двигатели, работоспособность и важнейшие характеристики которых — удельный импульс (или скорость истечения рабочего тела), тяга и энергомассовое отношение (отношение массы к тяге ДУ) — во многом определяются методом охлаждения КС и проточного (соплового) тракта и их конструктивным исполнением. В жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) для этой цели обычно используется регенеративное охлаждение огневой стенки, на которую воздействуют конвективный и радиационный тепловые потоки от продуктов сгорания, при течи хладагента (компонентов ракетного топлива) в рубашке охлаждения [1, 2]. Но повышение рабочих параметров — температуры до  $\sim 3600$  К и давления до 20...25 МПа в КС ЖРД современных ДУ, таких, например, как кислородно-керосиновый ЖРД РД-170 и его модификациях, потребовало в дополнение к регенеративному охлаждению использовать внутреннее пленочное охлаждение КС. В РД-170 оно обеспечивается тремя поясами щелевых завес в докритической части КС, через которые на огневую стенку подается  $\sim 2$  % горючего, испаряющегося и защищающего поверхность от воздействия тепловых потоков, которые в критическом сечении сопла достигают значений  $\sim 50$  МВт/м<sup>2</sup> [3, 4].

В ракетных двигателях на твердом топливе (РДТТ) тепловая защита корпуса (КС) двигателя обеспечивается аблирующими теплозащитными покрытиями открытых частей КС, а в случае использования смесевых топлив — сводом самого топливного заряда, скрепленного с корпусом [5, 6].

В воздушно-реактивных (ВРД) газотурбинных двигателях (ГТД), получивших широкое распространение в авиации при скоростях полета с числами Маха до  $M \approx 3$ , наиболее теплонапряженными узлами являются КС и форсажная камера (ФК) [7–9], в которых температура продуктов сгорания может достигать 2000...2600 К, а тепловые потоки — до 1...1,5 МВт/м<sup>2</sup>. Работоспособность стенки обеспечивается принудительным охлаждением потоком воздуха, обтекающим внешнюю поверхность КС и подаваемым к огневой поверхности через щели, поры или перфорацию для формирования пристеночной струи, снижающей конвективный тепловой поток [8]. Однако высокотемпературные продукты сгорания, кроме конвективного теплового воздействия, являются источником интенсивного излучения, и в ФК с высокой степенью форсирования корпус камеры защищают внутренним экраном, уменьшающим радиационный нагрев корпуса [10]. Следует отметить, что при уровне радиационных и конвективных тепловых потоков в КС и ФК современных ГТД температура огневой стенки достигает 1000...1300 К даже с принудительным воздушным охлаждением, что обуславливает необходимость использования жаропрочных сталей и сплавов в их конструкции, а определение температурного состояния является важнейшей неотъемлемой частью теплопрочностных расчетов КС.

Существующие в настоящее время методы тепловой защиты конструкций ВРД ГТД с использованием в качестве хладагента атмосферного воздуха применяются в области скоростей полета с числами Маха  $M \approx 3$ , т. е. с температурой торможения  $T \lesssim 850...900$  К. Потребность увеличения скорости полета привела

к разработке комбинированных турбопрямоточных двигателей [11], а переход к скоростям полета, превышающим  $M > 4$ , связан с использованием преимущественно прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) [7, 12] на жидком углеводородном топливе. Однако увеличение скорости полета более  $M \approx 5$  при дозвуковом горении углеводородного горючего (керосина) приводит к недопустимо большому росту температур и давлений в КС и проточном тракте двигателя, и для охлаждения ДУ требуется наличие значительных хладоресурсов на борту летательного аппарата. Это стимулирует проведение исследований и разработку других методов тепловой защиты КС и проточных трактов. Одна из возможностей связана с использованием эндотермических топлив [7, 13], в которых реализуются не только физические процессы поглощения теплоты, но и термохимические (эндотермические) реакции разложения топлива на более легкие фракции при нагреве. Термохимические реакции, протекающие с поглощением значительного количества теплоты, повышают теплоемкость и, следовательно, хладоресурс теплоносителя, а при соответствующей организации процесса теплообмена могут существенно интенсифицировать его. Кроме того, термохимические реакции способствуют улучшению реакционной способности топлива и повышению устойчивости процесса горения в сверхзвуковом потоке [14]. Из сказанного следует, что работоспособность ПВРД непосредственно связана с обеспечением допустимого температурного режима высокотемпературного проточного тракта посредством охлаждения конструктивных элементов одним из компонентов топлива — или атмосферным воздухом, или горючим с наиболее эффективной реализацией его хладоресурса.

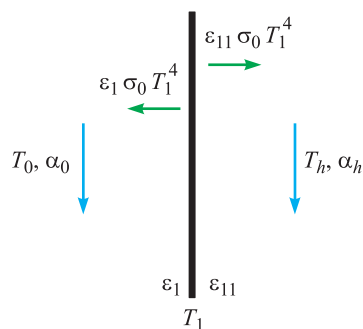
Другое направление связано с использованием в конструкции КС ПВРД и проточного тракта перспективных высокотемпературных оксидных [15] или композиционных керамических материалов, работоспособных при температурах до 2500 К и более без принудительного конвективного охлаждения. Примером может служить двигатель HyFly [16] с КС из композиционного материала Si/SiC, температура в которой достигает значения  $\sim 2500$  К. Естественно, что время работы такого двигателя ограничено (для упомянутого ранее двигателя время работы составляет  $\sim 5$  мин, а скорость летательного аппарата с ним примерно  $M = 6,5$ ), однако этого оказывается вполне достаточно для ряда технических приложений, в том числе при отработке принципиальных технических решений создания гиперзвуковых летательных аппаратов.

Высокий уровень температур в проточном тракте высокотемпературных газодинамических установок определяет актуальность задач радиационного и радиационно-конвективного теплообмена в конструктивных элементах, подверженных высокотемпературному воздействию. Сложность и многоплановость этой проблемы обуславливает рассмотрение частных постановок задач, базирующихся на моделях, отражающих основные процессы теплопереноса. В настоящей работе ограничимся рассмотрением тонкостенных (толщиной  $h \sim 10^{-3}$  м) конструктивных элементов проточного тракта, выполненных из теплопроводных материалов, таких, как стенка КС с ограждающими экранами или корпусом

летательного аппарата (ЛА), для которых может быть принято предположение о равномерном распределении температуры по толщине [10] (т. е. малом термическом сопротивлении, что можно охарактеризовать критерием Био =  $\alpha h / \lambda \ll 1$ , где  $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи к стенке;  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности материала).

**Модели для оценки температурного состояния элементов высокотемпературного проточного тракта.**

В качестве простейшей модели примем пластину, одна сторона которой находится под воздействием высокотемпературного потока газа с температурой  $T_0$  и заданным коэффициентом теплоотдачи  $\alpha_0$ , а другая — в условиях радиационного или радиационно-конвективного теплообмена с внешней средой, имеющей температуру  $T_h$ , с коэффициентом теплоотдачи  $\alpha_h$  (модель 1, рис. 1). Обе поверхности пластины предполагаются излучающими как серое тело, с коэффициентами излучения  $\epsilon_1$  и  $\epsilon_{11}$ . Коэффициенты теплоотдачи определяются условиями обтекания и для конкретных случаев могут быть рассчитаны с использованием известных методик [17, 18]. В такой постановке уравнение теплового баланса имеет вид



**Рис. 1.** Физическая модель теплообмена пластины с внешней средой

$$\alpha_0(T_0 - T_1) - \epsilon_1 \sigma_0 T_1^4 = \alpha_h(T_1)(T_1 - T_h) + \epsilon_{11} \sigma_0 T_1^4, \quad (1)$$

где  $T_1$  — температура пластины;  $\epsilon_1, \epsilon_{11}$  — излучательные способности огневой и внешней поверхностей;  $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8}$  Вт/(м<sup>2</sup>·К<sup>4</sup>) — постоянная Стефана — Больцмана. Эта модель может использоваться, например, для описания температурного состояния сопловых насадков ракетных двигателей или ПВРД без внешнего кожуха (примером может служить пульсирующий ВРД (ПуВРД) немецкой крылатой ракеты ФАУ-1). В уравнении (1) предполагается задание функциональной зависимости коэффициента теплоотдачи к внешней поверхности от температуры, что позволяет учесть конкретные условия полета. Также может быть задана и зависимость  $\alpha_0 = \alpha_0(T_1)$ , но в данной постановке этот случай не рассматривается.

Нелинейное уравнение (1), переписанное в виде

$$f_0 = \alpha_0(T_0 - T_1) - (\epsilon_1 + \epsilon_{11}) \sigma_0 T_1^4 - \alpha_h(T_1)(T_1 - T_h) = 0, \quad (2)$$

решается численно, например, методом секущих.

Более сложная модель 2 — это пластина, обтекаемая высокотемпературным потоком, с внешним защитным кожухом (рис. 2), может применяться, например, для описания температурного состояния стенки жаровой трубы и корпуса (кожуха) двигателя (в частности, ГТД) или обшивки ЛА. Температура в ядре потока продуктов сгорания ГТД составляет ~2000 °С и для охлаждения до допустимой по

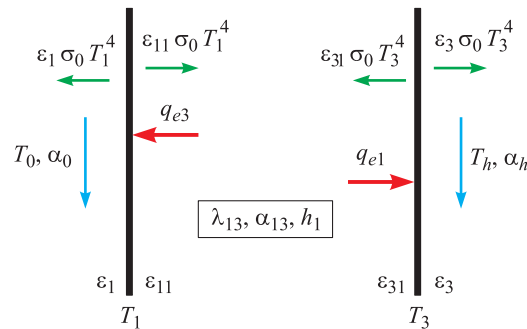


Рис. 2. Физическая модель теплообмена пластины с защитным кожухом

условию работоспособности материала температуры стенки  $T_1 \lesssim 1200$  °С наружная поверхность охлаждается воздухом, движущимся в зазоре между стенкой жаровой трубы и кожухом. Дополнительное охлаждение может быть обеспечено пристеночным слоем воздуха, подаваемым через щели корпуса жаровой трубы. Однако такая схема охлаждения не применяется при больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета, а в условиях отсутствия принудительного охлаждения огневой стенки ее температурное состояние в основном будет определяться радиационным теплообменом этой двухслойной системы с внешней средой. Тем не менее в зазоре между пластинами может находиться газ (примем, что это воздух), имеющий достаточно высокую теплопроводность при высокой температуре, что обуславливает кондуктивную теплопередачу между пластинами. Кроме того, в силу разности температур пластин в зависимости от величины зазора может иметь место значительный конвективный теплоперенос. Эти факторы могут быть учтены заданием обобщенного коэффициента молекулярной теплопередачи в зазоре  $R_{13} = \frac{\lambda_{13}}{h_1} + \alpha_{13}$ , где  $\lambda_{13}$  — коэффициент теплопроводности;

$\alpha_{13}$  — коэффициент конвективной теплопередачи газа в зазоре. Соотношение между конвективной и кондуктивной составляющими теплопередачи в зазоре определяется критериями Грасгофа Gr и Прандтля Pr и характеризуется коэффициентом конвекции  $K_k = \lambda_{\text{экв}} / \lambda_{\text{г}}$  ( $\lambda_{\text{экв}}$  — эквивалентный коэффициент теплопроводности, учитывающий молекулярные механизмы теплопереноса в зазоре, а  $\lambda_{\text{г}}$  — коэффициент теплопроводности газа). Михеевым М.А. выполнена обработка большого объема опытных данных и показано, что для прослоек (зазоров), независимо от их формы и ориентации в широком диапазоне перепадов температуры в воздушных зазорах при  $h < 6$  мм, определяющим механизмом теплопереноса является теплопроводность газа [19].

Применительно к техническим устройствам теплообмен в системе двух пластин (частный случай радиационного теплообмена в замкнутой системе тел) обычно сводится к расчету результирующего теплового потока при заданных температурах или заданном тепловом потоке и одной из температур [19–22]. В аналогичной постановке решаются задачи расчета температур конструктив-

ных элементов КС и ФК авиационных ГТД [9, 10, 23], т. е. для закрытых систем. При этом характерно пренебрежение теплооттоком (т. е. тепловыми потерями) к внешней среде на том основании, что потери не превышают нескольких процентов теплового потока, подводимого к огневой стенке. В отличие от этого в рассматриваемой постановке тепловые потоки и температуры неизвестны и подлежат определению из решения задачи радиационного или радиационно-конвективного теплообмена в открытой системе.

Запишем уравнения теплового баланса для огневой стенки и защитного кожуха в порядке общности, полагая, что передача теплоты происходит излучением, конвекцией и теплопроводностью (см. рис. 2) и выполняется закон Кирхгофа для излучающих поверхностей огневой стенки

$$f_{01} = \alpha_0(T_0 - T_1) - (\varepsilon_1 + \varepsilon_{11})\sigma_0 T_1^4 + \varepsilon_{11}q_{e3} - R_{13}(T_1 - T_3) = 0 \quad (3)$$

и защитного кожуха

$$f_{03} = (\varepsilon_3 + \varepsilon_{31})\sigma_0 T_3^4 + \alpha_h(T_3 - T_h) - \varepsilon_{31}q_{e1} - R_{13}(T_1 - T_3) = 0. \quad (4)$$

В уравнениях (3), (4) взаимный теплоперенос между поверхностями обусловлен потоками эффективного излучения  $q_{e1}$  и  $q_{e3}$ , выражения для которых находятся из уравнений радиационного теплопереноса для диатермической (непоглощающей) среды:

$$q_{e1} = \frac{\varepsilon_{11}\sigma_0 T_1^4 + \varepsilon_{31}(1 - \varepsilon_{11})\sigma_0 T_3^4}{1 - (1 - \varepsilon_{11})(1 - \varepsilon_{31})}; \quad (5)$$

$$q_{e3} = \frac{\varepsilon_{11}(1 - \varepsilon_{31})\sigma_0 T_1^4 + \varepsilon_{31}\sigma_0 T_3^4}{1 - (1 - \varepsilon_{11})(1 - \varepsilon_{31})}. \quad (6)$$

После преобразований имеем

$$q_{e1} = \frac{\varepsilon_{p1}}{\varepsilon_{31}}\sigma_0 T_1^4 + \frac{\varepsilon_{p1}(1 - \varepsilon_{11})}{\varepsilon_{11}}\sigma_0 T_3^4; \quad (7)$$

$$q_{e3} = \frac{\varepsilon_{p1}(1 - \varepsilon_{31})}{\varepsilon_{31}}\sigma_0 T_1^4 + \frac{\varepsilon_{p1}}{\varepsilon_{11}}\sigma_0 T_3^4. \quad (8)$$

Здесь

$$\varepsilon_{p1} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_{11}} + \frac{1}{\varepsilon_{31}} - 1} \quad (9)$$

— приведенная степень черноты системы, учитывающая многократное переотражение излучения между поверхностями со степенью черноты  $\varepsilon_{11}$  и  $\varepsilon_{31}$ .

Уравнения (3), (4) с учетом выражений (7), (8) сводятся к системе нелинейных уравнений

$$z_1(T_1, T_3) = T_1^4 + \frac{R_{13}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_1 + \frac{E_3}{\varepsilon_{p1}} T_3^4 - \frac{\alpha_h + R_{13}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_3 + \frac{\alpha_h T_h}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} = 0; \quad (10)$$

$$z_2(T_1, T_3) = T_3^4 + \frac{R_{13}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_3 - \frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_1^4 - \frac{\alpha_0 + R_{13}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_1 + \frac{\alpha_0 T_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} = 0, \quad (11)$$

где

$$E_1 = (\varepsilon_1 + \varepsilon_{11}) - \frac{\varepsilon_{11}\varepsilon_{p1}(1 - \varepsilon_{31})}{\varepsilon_{31}};$$

$$E_3 = \frac{\varepsilon_{31}\varepsilon_{p1}(1 - \varepsilon_{11})}{\varepsilon_{11}} - (\varepsilon_3 + \varepsilon_{31}),$$

решение которой может быть получено лишь численным методом.

Воспользуемся методом Ньютона для решения системы нелинейных алгебраических уравнений [24], приняв в качестве начального приближения решение вспомогательной системы уравнений, полученной из (10), (11) при  $R_{13} = 0$  (т. е. пренебрегая молекулярным теплопереносом в зазоре), переписав ее в виде

$$T_1^4 = \frac{\alpha_h}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_3 - \frac{E_3}{\varepsilon_{p1}} T_3^4 - \frac{\alpha_h}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_h; \quad (12)$$

$$T_3^4 = \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_1 + \frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_1^4 - \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_0. \quad (13)$$

Отметим, что в уравнениях (10)–(13) при сверхзвуковом обтекании кожуха (или внешней обшивки ЛА)  $T_h$  имеет смысл температуры восстановления, зависящей от температуры торможения потока, фактически скорости полета и режима обтекания, и температуры поверхности  $T_3$ , поэтому будем считать, что  $\alpha_h = \alpha_h(T_3)$ , а так как, согласно уравнению (13),  $T_3 = T_3(T_1)$ , то и  $\alpha_h = \alpha_h(T_1)$ .

Введем функцию

$$f_4(T_1) = T_1^4 - \frac{\alpha_h(T_1)}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} [p_3(T_1) - T_h] + \frac{E_3}{\varepsilon_{p1}} p_3^4(T_1) = 0, \quad (14)$$

где

$$p_3(T_1) = \sqrt[4]{\frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_1^4 - \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} (T_0 - T_1)},$$

которая может рассматриваться как нелинейное уравнение относительно  $T_1$ . Область допустимых значений аргумента этой функции (т. е.  $T_1$ ) определяется из условия неотрицательности подкоренного выражения для  $p_3$ , что позволяет, записав его в виде уравнения

$$p_4(T_1) = E_1\sigma_0 T_1^4 - \alpha_0(T_0 - T_1) \geq 0, \quad (15)$$

определить нижнюю границу области допустимых значений  $T_1 = T_{1\min}$ ; верхняя граница задается естественным условием  $T_1 = T_0$ .

Таким образом, алгоритм нахождения начальных приближений для решения системы уравнений (10), (11) следующий.

Решается нелинейное уравнение (методом сужающихся интервалов)

$$p_4(T_1) = E_1 \sigma_0 T_1^4 - \alpha_0 (T_0 - T_1) \geq 0, \quad T_1 = T_{1\min}.$$

Решается нелинейное уравнение (14) в области  $T_1 \in T_{1\min}, T_0$ , корень которого принимается за начальное приближение  $T_{10}$ .

Из соотношения (13) находится начальное приближение  $T_{30}$ :

$$T_{30} = p_3(T_{10}) = \sqrt[4]{\frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_{10}^4 - \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} (T_0 - T_{10})}.$$

Далее используется итерационный алгоритм получения решения системы нелинейных уравнений (10), (11).

Введем вектор-функцию

$$Z = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} \quad (16)$$

и вектор искомым температур

$$T = \begin{bmatrix} T_1 \\ T_3 \end{bmatrix}. \quad (17)$$

Тогда система уравнений (10)–(11) может быть записана как

$$Z(T) = 0, \quad (18)$$

а итерационный алгоритм ее решения

$$T^{(n+1)} = T^{(n)} = W^{-1}(T^{(n)})Z(T^{(n)}), \quad (19)$$

где  $n$  — порядок приближения,

$$W(T) = \begin{bmatrix} \frac{\partial z_1}{\partial T_1} & \frac{\partial z_1}{\partial T_3} \\ \frac{\partial z_2}{\partial T_1} & \frac{\partial z_2}{\partial T_3} \end{bmatrix} \quad (20)$$

— матрица Якоби;  $W^{-1}(T)$  — обратная матрица.

Условие прекращения итерационного процесса записывается в виде

$$\|b^{(n)}\| = \|W^{-1}(T^{(n)})Z(T^{(n)})\| \lesssim \delta_{er}, \quad (21)$$

где  $b^{(n)} = T^{(n+1)} - T^{(n)}$  — вектор невязок;  $\|b\|$  — норма вектора невязок;  $\delta_{er}$  — абсолютная допустимая погрешность расчета температуры. В реализованном алгоритме принято



$$\|b\| = \sqrt{[T_1^{(n+1)} - T_1^{(n)}]^2 + [T_3^{(n+1)} - T_3^{(n)}]^2}.$$

Модель 3 — пластина с внешним защитным кожухом и промежуточным экраном (рис. 3) — позволяет оценить эффективность промежуточного экрана как элемента, блокирующего утечки теплоты из газодинамического тракта и обеспечивающего снижение температуры корпуса конструкции. При этом, как и в модели 2, допускается возможность теплопередачи теплопроводностью и конвекцией в зазорах.

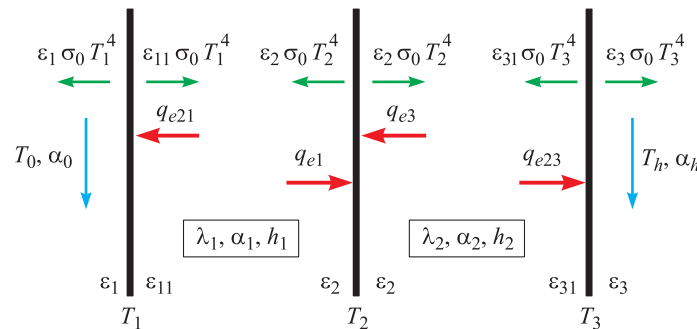


Рис. 3. Физическая модель теплообмена пластины с защитным кожухом и промежуточным экраном

В рассматриваемой постановке искомыми являются температуры  $T_1$  огневой стенки,  $T_2$  промежуточного экрана и  $T_3$  защитного кожуха (корпуса). При этом полагается, что степень черноты обеих сторон промежуточного экрана одинакова ( $\varepsilon_2$ ).

Уравнения теплового баланса для элементов системы и переноса излучения в зазорах приводят к системе трех нелинейных уравнений относительно искомым температур:

$$z_1 = T_1^4 + \frac{E_2}{\varepsilon_{p1}} T_2^4 + \frac{\varepsilon_{p2}}{\varepsilon_{p1}} T_3^4 + \frac{R_{12}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_1 + \frac{R_{23}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_3 - \frac{R_{12} + R_{23}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_2 = 0; \quad (22)$$

$$z_2 = T_2^4 - \frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_1^4 + \frac{R_{12}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_2 - \frac{\alpha_0 + R_{12}}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_1 + \frac{\alpha_0 T_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} = 0; \quad (23)$$

$$z_3 = T_2^4 + \frac{R_{23}}{\varepsilon_{p2}\sigma_0} T_2 + \frac{E_3}{\varepsilon_{p2}} T_3^4 - \frac{\alpha_h + R_{23}}{\varepsilon_{p2}\sigma_0} T_3 + \frac{\alpha_h T_h}{\varepsilon_{p2}\sigma_0} = 0, \quad (24)$$

где

$$R_{12} = \alpha_1 + \frac{\lambda_1}{h_1}; \quad R_{23} = \alpha_2 + \frac{\lambda_2}{h_2};$$

$\alpha_1, \alpha_2, \lambda_1, \lambda_2$  — коэффициенты теплопередачи и теплопроводности в зазорах  $h_1$  и  $h_2$ .

При  $R_{12} = R_{23} = 0$ , т. е. при отсутствии молекулярной теплопередачи в зазорах, система уравнений (22)–(24) принимает вид

$$z_1 = T_1^4 + \frac{E_2}{\varepsilon_{p1}} T_2^4 + \frac{\varepsilon_{p2}}{\varepsilon_{p1}} T_3^4 = 0; \quad (25)$$

$$z_2 = T_2^4 - \frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_1^4 - \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_1 + \frac{\alpha_0 T_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} = 0; \quad (26)$$

$$z_3 = T_2^4 + \frac{E_3}{\varepsilon_{p2}} T_3^4 - \frac{\alpha_h}{\varepsilon_{p2}\sigma_0} T_3 + \frac{\alpha_h T_h}{\varepsilon_{p2}\sigma_0} = 0. \quad (27)$$

В выражениях (22)–(27) обозначено

$$\begin{aligned} \varepsilon_{p1} &= \frac{1}{1/\varepsilon_{11} + 1/\varepsilon_2 - 1}; \quad \varepsilon_{p2} = \frac{1}{1/\varepsilon_{31} + 1/\varepsilon_2 - 1}; \\ E_1 &= (\varepsilon_1 + \varepsilon_{11}) - \frac{\varepsilon_{11}\varepsilon_{p1}(1 - \varepsilon_2)}{\varepsilon_2}; \\ E_2 &= \frac{\varepsilon_2\varepsilon_{p1}(1 - \varepsilon_{11})}{\varepsilon_{11}} + \frac{\varepsilon_2\varepsilon_{p2}(1 - \varepsilon_{31})}{\varepsilon_{31}} - 2\varepsilon_2; \\ E_3 &= \frac{\varepsilon_{p2}\varepsilon_{31}(1 - \varepsilon_2)}{\varepsilon_2} - (\varepsilon_3 + \varepsilon_{31}). \end{aligned}$$

Система уравнений (25)–(27) может быть преобразована к следующему виду:

$$z_1 = E_4 T_1^4 + \frac{\alpha_0 E_2}{\varepsilon_{p1}^2 \sigma_0} T_1 + \frac{\varepsilon_{p2}}{\varepsilon_{p1}} T_3^4 - \frac{\alpha_0 E_2}{\varepsilon_{p1}^2 \sigma_0} T_0 = 0; \quad (28)$$

$$z_4 = \frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_1^4 + \frac{E_3}{\varepsilon_{p2}} T_3^4 + \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_1 - \frac{\alpha_h}{\varepsilon_{p2}\sigma_0} T_3 + \frac{\alpha_h}{\varepsilon_{p2}\sigma_0} T_h - \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1}\sigma_0} T_0 = 0, \quad (29)$$

где  $E_4 = \left( 1 + \frac{E_1 E_2}{\varepsilon_{p1}^2} \right)$ .

Из (28) находим

$$T_3^4 = \frac{\varepsilon_{p1}}{\varepsilon_{p2}} \left[ \frac{\alpha_0 E_2}{\varepsilon_{p1}^2 \sigma_0} T_0 - E_4 T_1^4 - \frac{\alpha_0 E_2}{\varepsilon_{p1}^2 \sigma_0} T_1 \right]. \quad (30)$$

Выражение (30) имеет физический смысл при

$$p_1(T_1) = \frac{\alpha_0 E_2}{\varepsilon_{p1}^2 \sigma_0} T_0 - E_4 T_1^4 - \frac{\alpha_0 E_2}{\varepsilon_{p1}^2 \sigma_0} T_1 > 0, \quad (31)$$

которое определяет нижнюю границу области допустимых значений для  $T_1$ , находимую из решения уравнения

$$p_1(T_{1\min}) \gtrsim 0. \quad (32)$$

Верхняя граница  $T_{1\max}$  определяется физическим условием  $T_{1\max} < T_0$ .

Определив из (30)

$$T_3 = \sqrt[4]{\frac{\varepsilon_{p1}}{\varepsilon_{p2}}} p_1(T_1),$$

и подставив выражения для  $T_3$  и  $T_3^4$  в (29), получим нелинейное уравнение

$$z_4 = \frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_1^4 + \frac{E_3 \varepsilon_{p1}}{\varepsilon_{p2}^2} p_1(T_1) + \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} T_1 -$$

$$- \frac{\alpha_h(T_1)}{\varepsilon_{p2} \sigma_0} \sqrt[4]{\frac{\varepsilon_{p1}}{\varepsilon_{p2}}} p_1(T_1) + \frac{\alpha_h(T_1) T_h}{\varepsilon_{p2} \sigma_0} - \frac{\alpha_0 T_0}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} = 0, \quad T_1 \in T_{1\min}, T_{1\max}, \quad (33)$$

решение которого позволяет определить нулевое приближение температуры  $T_{10}$ . Далее находят нулевые приближения для других искомым температур:

$$T_{20} = \sqrt[4]{\frac{E_1}{\varepsilon_{p1}} T_{10}^4 + \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} T_{10} - \frac{\alpha_0}{\varepsilon_{p1} \sigma_0} T_0};$$

$$T_{30} = \sqrt[4]{\frac{\varepsilon_{p1}}{\varepsilon_{p2}}} p_1(T_{10}).$$

Отметим, что из постановки задачи следует система физических неравенств

$$T_0 > T_1 > T_2 > T_3 > T_h,$$

которая может служить контролем правильности полученных решений.

Введем вектор-функцию

$$Z = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{bmatrix} \quad (34)$$

и вектор искомым температур

$$T = \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{bmatrix}. \quad (35)$$

Тогда система уравнений (22)–(24) может быть записана в виде

$$Z(T) = 0, \quad (36)$$

а итерационный алгоритм ее решения

$$T^{(n+1)} = T^{(n)} = W^{-1}(T^{(n)}) Z(T^{(n)}), \quad (37)$$

где  $n$  — порядок приближения,

$$W(T) = \begin{bmatrix} \frac{\partial z_1}{\partial T_1} & \frac{\partial z_1}{\partial T_2} & \frac{\partial z_1}{\partial T_3} \\ \frac{\partial z_2}{\partial T_1} & \frac{\partial z_2}{\partial T_2} & \frac{\partial z_2}{\partial T_3} \\ \frac{\partial z_3}{\partial T_1} & \frac{\partial z_3}{\partial T_2} & \frac{\partial z_3}{\partial T_3} \end{bmatrix} \quad (38)$$

— матрица Якоби;  $W^{-1}(T)$  — обратная матрица.

Условие прекращения итерационного процесса записывается в виде

$$\|b^{(n)}\| = \|W^{-1}(T^{(n)})Z(T^{(n)})\| \lesssim \delta_{er}, \quad (39)$$

где  $b^{(n)} = T^{(n+1)} - T^{(n)}$  — вектор невязок;  $\|b\|$  — норма вектора невязок;  $\delta_{er}$  — абсолютная допустимая погрешность расчета температуры.

В реализованном алгоритме принято

$$\begin{aligned} \|b\| &= \sqrt{\sum_i (T_i^{(n+1)} - T_i^{(n)})^2} = \\ &= \sqrt{[T_1^{(n+1)} - T_1^{(n)}]^2 + [T_2^{(n+1)} - T_2^{(n)}]^2 + [T_3^{(n+1)} - T_3^{(n)}]^2}. \end{aligned}$$

Аналогично изложенному построен и алгоритм расчета теплопередачи с пакетом из  $N$  промежуточных экранов. Такие экраны аналогичны широко используемой в криогенной и ракетно-космической технике экранно-вакуумной изоляции и при выборе подходящего по термостойкости материала могут служить эффективным средством теплоизоляции или тепловой защиты высокотемпературных установок [25, 26]. В силу громоздкости выкладок приведение указанного алгоритма нецелесообразно, однако оценка влияния числа экранов на температуру  $T_1$  огневой стенки и  $T_3$  корпуса (обшивки) может быть получена с использованием модели 3. Так, если пренебречь механизмами молекулярной теплопередачи между пластинами пакета, то рассматривая только теплообмен излучением в системе экранов, можно показать, что такой пакет из  $N$  экранов ( $N \geq 1$ ) может быть представлен эквивалентным экраном с приведенной степенью черноты

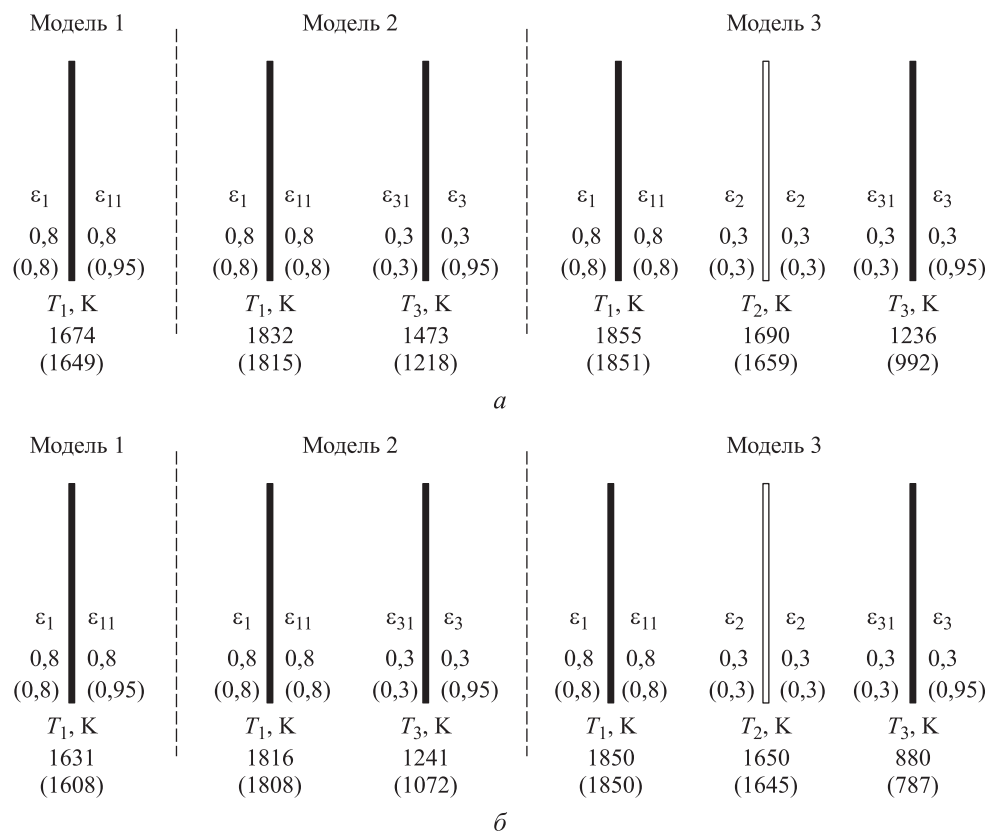
$$\varepsilon_E = \frac{2}{(2N)/\varepsilon_i - (N-1)} \quad (40)$$

и характеризоваться, в соответствии с моделью 3, некоторой эффективной температурой  $T_2$ .

**Обсуждение результатов.** Для получения количественных оценок необходимо задать условия теплообмена с внешней средой, принимая ту или иную модель для расчета коэффициента теплоотдачи. Имея в виду выявление роли составляющих теплообмена в рассматриваемых системах, целесообразно провести параметрические оценки, задавая определяющие параметры. В качестве базовых примем значения температуры нагревающего потока  $T_0 = 2600$  К и коэффици-

ента теплоотдачи  $\alpha_0 = 800 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ ; температуру потока внешней среды прием  $T_h = 300 \text{ К}$  и коэффициент теплоотдачи  $\alpha_h = 20 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ . Для оценки роли внутреннего теплообмена воспользуемся коэффициентом теплопроводности в зазоре  $\lambda = 0$  или зависимостью  $\lambda = \lambda(T)$  для воздуха при давлении 1 атм. Толщина зазоров принята  $h = 5 \text{ мм}$ .

На рис. 4, 5 приведены схемы и соответствующие значения температур для рассмотренных моделей при значениях степеней черноты, характерных для жаростойких конструкционных материалов, и заданных условиях теплообмена в зазорах.



**Рис. 4.** Температуры  $T_1$  огневой стенки,  $T_2$  промежуточного экрана и  $T_3$  кожуха (обшивки) при заданных значениях излучательной способности  $\varepsilon$  (по два значения показаны у экранов), теплопередача в зазорах отсутствует;  $\alpha_h = 20$  и  $100 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$  (а, б)

Из приведенных результатов следует, что экранирование огневой стенки способствует снижению температуры обшивки и некоторому увеличению температуры огневой стенки, т. е. снижению потерь теплоты из системы, а теплопередача в зазорах — их увеличению.

Для многоэлементной системы снижения температуры внешней поверхности можно достичь, увеличивая ее излучательную способность или коэффициент



— для ламинарного режима;

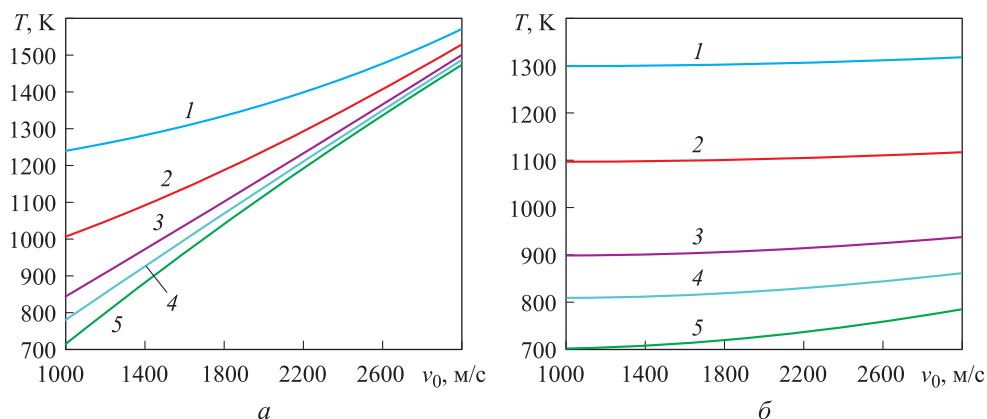
$$\alpha_h = 0,0296 \lambda_0 \text{Pr}_0 \left( \frac{v_0 \rho_H}{\mu_0} \right)^{0,8} L^{-0,2} \left( \frac{T_H}{273} \right)^{0,8} \left( \frac{T^*}{273} \right)^{m-0,4(1+n+l)} \quad (42)$$

— для турбулентного режима, где  $v_0$  — скорость полета;  $\rho_H$ ,  $T_H$  — плотность и температура воздуха на высоте  $H$ ;  $\lambda_0$ ,  $\mu_0$ ,  $\text{Pr}_0$  — теплопроводность, динамическая вязкость и число Прандтля при  $T = 273$  К и  $p = 1$  атм;  $L$  — расстояние от передней кромки (в расчетах принято  $L = 1$  м);  $m = 0,92 - 0,1133 \cdot 10^{-3} T^*$ ;  $n = 0,89 - 0,62 \cdot 10^{-2} \sqrt{T^*}$ ;  $l = 1,948 - 0,237 \cdot 10^{-3} T^*$ ;

$$T^* = T_H + 0,5(T_3 - T_H) + 0,22(T_r - T_H)$$

— определяющая температура, учитывающая изменение физических свойств газа по толщине пограничного слоя;  $T_r = T_H \left( 1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right)$  — температура восстановления;  $r$  — коэффициент восстановления, равный  $r = \sqrt{\text{Pr}}$  для ламинарного и  $r = \sqrt[3]{\text{Pr}}$  для турбулентного режимов;  $k$  — постоянная адиабаты;  $M = v_0 / a_3$  — число Маха;  $a_3$  — скорость звука. Физические свойства воздуха взяты из таблиц стандартной атмосферы [28].

В качестве примера на рис. 6 приведены зависимости температуры  $T_3$  кожуха (обшивки) от скорости полета ЛА с ПВРД, в проточном тракте которого применена система радиационной тепловой защиты, на высотах 20 и 50 км при заданных значениях излучательной способности элементов модели проточного тракта (см. рис. 3):  $\varepsilon_1 = \varepsilon_{11} = 0,9$ ;  $\varepsilon_2 = 0,3$ ;  $\varepsilon_{31} = 0,3$ ;  $\varepsilon_3 = 0,9$  при отсутствии промежуточного экрана (кривые 1) и их разном числе (кривые 2–5). Видно, что



**Рис. 6.** Зависимости температуры обшивки ЛА от скорости полета на высоте 20 (а) и 50 км (б):

1 — промежуточный экран отсутствует; 2, 3, 4, 5 — один, три, пять и десять промежуточных

увеличение числа экранов приводит к снижению температуры обшивки, особенно существенному по отношению к случаю отсутствия экранов, но, как следует из результатов расчета, температура  $T_1$  огневой стенки с ростом скорости полета при заданных условиях меняется незначительно (увеличивается на ~10 К). Следует также отметить слабую зависимость температуры обшивки от скорости полета на больших высотах, что связано со снижением роли конвективного теплообмена, обусловленного уменьшением плотности атмосферы.

**Заключение.** Рассмотрены модели, разработаны алгоритмы расчета и проведен анализ радиационно-конвективного теплообмена в многослойной системе отражательных экранов применительно к системам тепловой защиты высокотемпературных проточных трактов газодинамических установок. Показано, что подобные системы могут быть эффективно использованы в случае ограничений на применение систем активной тепловой защиты высокоскоростных летательных аппаратов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Кудрявцев В.М., ред. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 2. М.: Высшая школа, 1993. 368 с.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 464 с.
3. ЖРД РД-170 (11Д521) и РД-171 (11Д520) // lpre.de: веб-сайт.  
URL: <http://lpre.de/energomash/RD-170/index.htm> (дата обращения: 03.07.2017).
4. *Liquid-propellant rocket engine chamber and its casing*. Patent US 6244041 B1 / A.A. Vasin, S.D. Kamensky, B.I. Katargin, A.I. Kolesnikov, V.P. Nosov, A.I. Stavrulov, V.V. Fedorov, V.K. Chvanov. Publ. 01.12.2001.  
URL: <http://www.google.com/patents/US6244041> (дата обращения: 03.07.2017).
5. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструирование и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 328 с.
6. Коротеев А.С., ред. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М.: Машиностроение, 2004. 512 с.
7. Сосунов В.А., Чепкин В.М., ред. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
8. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
9. Хронин Д.В., ред. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 565 с.
10. Копелев С.З., Гуров С.В. Тепловое состояние элементов конструкции авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
11. Pratt & Whitney J58-P // Уголок неба: авиационная энциклопедия.  
URL: <http://www.airwar.ru/enc/engines/j58.html> (дата обращения: 03.07.2017).
12. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1989. 264 с.



13. Токталиев П.Д., Мартыненко С.И. Математическая модель системы охлаждения камер сгорания авиационных прямоточных двигателей на эндотермических топливах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2015. № 1. С. 84–98. DOI: 10.18698/1812-3368-2015-1-84-98
14. Леонтьев А.И., Пилюгин Н.Н., Полежаев Ю.В., Поляев В.М., ред. Научные основы технологий XXI века. М.: УНПЦ «Энергомаш», 2000. 136 с.
15. Алферов В.И., Марченко В.М. Аэродинамические модели из оксида эрбия в гиперзвуковом потоке // Теплофизика высоких температур. 2012. Т. 50. № 4. С. 550–554.
16. Скибин В.А., Солонин В.И., ред. Иностраные авиационные двигатели. Вып. 14. М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2005. 590 с.
17. Гинзбург И.П. Теория сопротивления и теплопередачи. Л.: Изд-во Ленинградского университета, 1970. 375 с.
18. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергия, 1972. 342 с.
19. Ковалевский В.И., Бойков Г.П. Методы теплового расчета экранной изоляции. М.: Энергия, 1974. 200 с.
20. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением. М.: Мир, 1975. 934 с.
21. Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. Теплообмен излучением. М.: Энергоатомиздат, 1991. 431 с.
22. Ключников Г.П., Иванцов А.Д. Теплопередача излучением в огнетехнических установках. М.: Энергия, 1970. 400 с.
23. Локай В.И., Бодунов М.Н., Жуйков В.В., Шукин А.В. Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 216 с.
24. Демидович Б.П., Марон И.А. Основы вычислительной математики. М.: Наука, 1966. 664 с.
25. Киселев Г.А., Куц С.М., Шапкин В.Е. Высокотемпературная экранно-вакуумная теплоизоляция // Теплофизика высоких температур. 1976. Т. 14. № 3. С. 670–673.
26. Харламов А.Г. Теплопроводность высокотемпературных теплоизоляторов. М.: Атомиздат, 1979. 100 с.
27. Баранов А.Н., Белозеров Л.Г., Ильин Ю.С., Кутыинов В.Ф. Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1974. 342 с.
28. Международная стандартная атмосфера // Академик: словари и энциклопедии. URL: [http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc\\_tech/2697](http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2697) (дата обращения: 12.07.2017).

**Товстоног Валерий Алексеевич** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Товстоног В.А. Радиационный теплообмен и тепловая защита высокотемпературных проточных трактов газодинамических установок // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 6. С. 114–133. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-6-114-133

## RADIATION HEAT TRANSFER AND THERMAL PROTECTION OF AIR-GAS CHANNEL OF GAS DYNAMIC PLANT

V.A. Tovstonog

tovstonog@bmstu.ru

**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

---

### Abstract

The working capacity of high-temperature devices is mostly defined by temperature regimes limited by thermostability of structural materials. One of the fundamental problems, which we discuss in this article, is developing the effective thermal protection systems of heat-stressed constructional elements. In some high-temperature gas dynamic devices the working capacity of air-gas channel is provided by heat-resistant inorganic compounds or ceramic composites with working temperature 2000...2500 K. In this regard, one of the thermal protection methods of constructional elements, which are coupled thermally with air-gas channel considering limitations on using active methods of their thermal protection (like regenerative cooling), is radiation thermal protection method. In current paper we discuss the schemes, algorithms and calculation examples of radiation and convection heat transfer in thermal protection system using radiation shields

### Keywords

*Gas dynamic installation, high temperatures, radiation heat transfer, thermal protection*

Received 07.07.2017

© BMSTU, 2017

---

### REFERENCES

- [1] Kudryavtsev V.M., red. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley*. V 2 kn. Kn. 2 [Theory fundamentals of liquid rocket engines calculation. In 2 vols. Vol. 2]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1993. 368 p.
- [2] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines. Engineering fundamentals]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 464 p.
- [3] ZhRD RD-170 (11D521) i RD-171 (11D520) [ZhRD RD-170 (11D521) and RD-171 (11D520)]. lpre.de: website (in Russ.). Available at: <http://lpre.de/energomash/RD-170/index.htm> (accessed: 03.07.2017).
- [4] Vasin A.A., Kamensky S.D., Katorgin B.I., Kolesnikov A.I., Nosov V.P., Stavulov A.I., Fedorov V.V., Chvanov V.K. Liquid-propellant rocket engine chamber and its casing. Patent US 6244041 B1. Publ. 01.12.2001. Available at: <http://www.google.com/patents/US6244041> (accessed: 03.07.2017).
- [5] Fakhrutdinov I.Kh., Kotelnikov A.V. *Konstruirovaniye i proektirovaniye raketnykh dvigateley tverdogo topliva* [Designing and engineering of solid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987. 328 p.
- [6] Koroteev A.S., red. *Gazodinamicheskie i teplofizicheskie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva* [Gas-dynamic and thermophysical processes in solid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2004. 512 p.

- [7] Sosunov V.A., Chepkin V.M., red. Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Theory, calculation and engineering of aircraft engines and propulsions]. Moscow, MAI Publ., 2003. 688 p.
- [8] Lefebvre A.H. Gas turbine combustion. Hemisphere Pub. Corp., 1983. 531 p.
- [9] Khronin D.V., red. Konstruktsiya i proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Construction and engineering of aircraft gas-turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 565 p.
- [10] Kopelev S.Z., Gurov S.V. Teplovoe sostoyanie elementov konstruksii aviatsionnykh dvigateley [Thermal state of aircraft engine constructional details]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 208 p.
- [11] Pratt & Whitney J58-P. Ugolok neba: aircraft encyclopedia (in Russ.). Available at: <http://www.airwar.ru/enc/engines/j58.html> (accessed: 03.07.2017).
- [12] Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlya bol'shikh sverkhzvukovykh skorostey poleta [Jet engines for high supersonic speeds]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 264 p.
- [13] Toktaliev P.D., Martynenko S.I. Mathematical model of the cooling system of combustion chambers of aviation ramjet engines using endothermic fuels. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Estestv. Nauki* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Nat. Sci.], 2015, no. 1, pp. 84–98 (in Russ.). DOI: 10.18698/1812-3368-2015-1-84-98
- [14] Leont'ev A.I., Pilyugin N.N., Polezhaev Yu.V., Polyayev V.M., red. Nauchnye osnovy tekhnologii XXI veka [Scientific basis of XXI century technology]. Moscow, UNPTs "Energomash" Publ., 2000. 136 p.
- [15] Alferov V.I., Marchenko V.M. Erbium oxide aerodynamic models in the hypersonic flow. *High Temperature*, 2012, vol. 50, no. 4, pp. 512–516. DOI: 10.1134/S0018151X12040013 Available at: <https://link.springer.com/article/10.1134/S0018151X12040013>
- [16] Skibin V.A., Solonin V.I., red. Inostrannye aviatsionnye dvigateli. Vyp. 14 [Foreign aircraft engines. Iss. 14]. Moscow, CIAM Publ., 2005. 590 p.
- [17] Ginzburg I.P. Teoriya soprotivleniya i teploperedachi [Drag and heat transfer theory]. Leningrad, Leningrad University Publ., 1970. 375 p.
- [18] Kutateladze S.S., Leont'ev A.I. Teplomassoobmen i trenie v turbulentnom pogranichnom sloe [Heat-and-mass exchange and friction in boundary turbulent layer]. Moscow, Energiya Publ., 1972. 342 p.
- [19] Kovalevskiy V.I., Boykov G.P. Metody teplovogo rascheta ekrannoy izolyatsii [Heat calculations methods for screen isolation]. Moscow, Energiya Publ., 1974. 200 p.
- [20] Siegel R., Howell J.R. Thermal radiation heat transfer. McGraw-Hill, 1971. 814 p.
- [21] Blokh A.G., Zhuravlev Yu.A., Ryzhkov L.N. Teploobmen izlucheniem [Thermal radiation heat transfer]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1991. 431 p.
- [22] Klyuchnikov G.P., Ivantsov A.D. Teploperedacha izlucheniem v ognetekhnicheskikh ustanovkakh [Thermal radiation heat transfer in fire units]. Moscow, Energiya Publ., 1970. 400 p.
- [23] Lokay V.I., Bodunov M.N., Zhuykov V.V., Shchukin A.V. Teploperedacha v okhlazhdaemykh detalyakh gazoturbinnnykh dvigateley letatel'nykh apparatov [Heat transfer in cooled parts of gas-turbine aircraft engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985. 216 p.
- [24] Demidovich B.P., Maron I.A. Osnovy vychislitel'noy matematiki [Fundamentals of computational mathematics]. Moscow, Nauka Publ., 1966. 664 p.

[25] Kiselev G.A., Kuts S.M., Shapkin V.E. High-temperature screen vacuum thermal insulation. *Teplofizika vysokikh temperatur*, 1976, vol. 14, no. 3, pp. 670–673.

[26] Kharlamov A.G. *Teploprovodnost' vysokotemperaturnykh teploizolyatorov* [Heat conductivity of high-temperature heat insulators]. Moscow, Atomizdat Publ., 1979. 100 p.

[27] Baranov A.N., Belozero L.G., Il'in Yu.S., Kut'inov V.F. *Sticheskie ispytaniya na prochnost' sverkhzvukovykh samoletov* [Static structural tests for supersonic aircrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974. 342 p.

[28] *Mezhdunarodnaya standartnaya atmosfera* [International standard atmosphere]. Akademik: dictionaries and encyclopedias (in Russ.).

Available at: [http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc\\_tech/2697](http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2697) (accessed: 12.07.2017).

**Tovstonog V.A.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor of Spacecrafts and Launch Vehicles Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Tovstonog V.A. Radiation Heat Transfer and Thermal Protection of Air-Gas Channel of Gas Dynamic Plant. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2017, no. 6, pp. 114–133.

DOI: 10.18698/0236-3941-2017-6-114-133



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышло в свет учебное пособие авторов

**Л.И. Пономарева, В.А. Вечтомова,  
А.С. Милосердова**

**«Бортовые цифровые  
многолучевые антенные решетки  
для систем спутниковой связи»**

Рассмотрены возможности спутниковых многолучевых зеркальных и линзовых антенн, а также особенности построения бортовых цифровых многолучевых антенных решеток на основе крупноапертурных зеркальных и линзовых излучателей. Приведены результаты оптимизации структуры и характеристик крупноапертурных излучателей, а также антенных решеток из них. Показаны преимущества многолучевых крупноапертурных излучателей при построении антенных решеток для глобальных систем спутниковой связи и возможные схемотехнические и конструктивные решения по построению цифровых антенных решеток.

**По вопросам приобретения обращайтесь:**

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1  
+7 (499) 263-60-45  
[press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)  
[www.baumanpress.ru](http://www.baumanpress.ru)