

УДК 536.21

Математическая модель и программный комплекс сопряженного теплообмена между вязкими газодинамическими течениями и охлаждаемыми лопатками газовых турбин

Колесник С.А.*, Формалёв В.Ф., Селин И.А.*****

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: sergey@oviont.com*

***e-mail: formalev38@yandex.ru*

****e-mail: i.selin@bk.ru*

Аннотация

В работе изложена физико-математическая модель, алгоритм и программный комплекс по определению сопряженного теплообмена между вязкими газодинамическими течениями и охлаждаемыми лопатками газовых турбин, изготовленных с помощью технологии составных проницаемых оболочек (СПО). Математическая модель включает в себя уравнения динамического и теплового пограничных слоев с учетом вдува, трехмерную нестационарную теплопроводность в охлаждаемых каркасах СПО, сложное гидравлическое течение и охлаждение внутри каналов охлаждаемой лопатки воздухом, отбираемым от компрессора силовой установки. Предложен новый экономичный, абсолютно устойчивый метод численного решения пространственных нестационарных задач теплопереноса в многосвязных областях. Разработан и описан программный комплекс, с помощью которого получены результаты, показывающие значительно большую эффективность охлаждения при использовании СПО со вдувом по сравнению с

традиционным способом охлаждения конвекцией. Полученные результаты показали большую эффективность охлаждения при меньших расходах охладителя.

Ключевые слова: составные проницаемые оболочки, газодинамический поток, сопряженный теплообмен, теплопроводность, тепловой поток, эффективность охлаждения, программный комплекс, пограничный слой.

Введение

Для увеличения мощности перспективных турбореактивных двигателей (ТРД) необходимо увеличивать температуру и давление рабочего тела, что входит в противоречие с жесткими требованиями по прочности элементов конструкций ТРД, таких как камеры сгорания и лопатки турбин. Для охлаждения таких элементов конструкций применяются различные системы охлаждения воздухом, отбираемым от компрессора: конвективное охлаждение внутренних поверхностей, не соприкасающихся с высокотемпературным газовым потоком, пористое охлаждение, охлаждение вдувом через организованные перфорации и т.п. *При проектировании различных систем охлаждения остро встает вопрос эффективности охлаждения при компромиссном удовлетворении различных характеристик систем охлаждения, а именно:* максимального теплосъема охладителем при минимальном его расходе и минимальных гидравлических потерях давления, а также минимальных потерях импульса газодинамического потока при вдуве в него охладителя и, следовательно, минимальных потерях прочности.

В последние два десятилетия в России и за рубежом появилось направление разработки систем охлаждения на основе составных проницаемых оболочек (СПО), представляющих собой многослойную конструкцию с большим количеством каналов для прохождения охладителя (воздуха) и каналов для вдува охладителя в высокотемпературный газодинамический поток [1-4]. За рубежом их называют *ламиллом*. По эффективности охлаждения СПО находятся между пористым охлаждением и перфорационным.

На рис. 1 приведен один из типовых элементов трехслойной СПО. На нем нанесены коэффициент теплоотдачи α_w и эффективная температура T_e газодинамического пограничного слоя, $(\alpha, T)_s$, $s=1-9$ – коэффициенты теплоотдачи и температуры охладителя на различных участках его течения, теплопроводность λ , плотность ρ и теплоемкость трех слоев. На рис. 2 приведено поперечное сечение двухслойной СПО с семью различными режимами течения охладителя в каналах СПО, для которых определяются различные коэффициенты теплоотдачи α от охладителя к стенкам и температура T охладителя.

Для математического моделирования теплового состояния таких типовых элементов СПО необходимо сформулировать и решить следующие задачи:

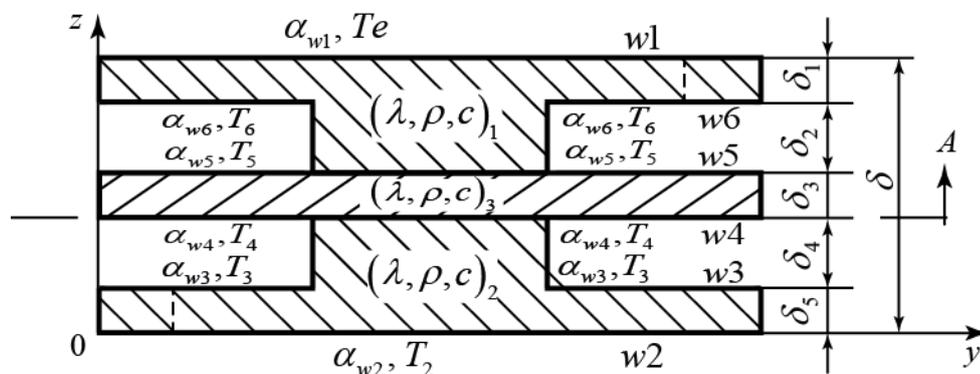
– течения и теплообмена в вязком газодинамическом пограничном слое, в результате чего должны быть получены тепловые потоки к границе w_1 в виде параметров теплообмена α_{w_1} и T_e .

– течения охладителя с теплообменом во внутренних каналах СПО, в результате чего должны быть получены параметры теплообмена при различных режимах течения охладителя;

– трехмерной нестационарной теплопроводности в многосвязной области каркаса СПО;

– сопряжения всех задач на границах теплообмена, используя на всех границах непрерывность тепловых потоков и температур, в результате чего должна быть получена температура всех границ расчетной области и уточнены всех остальные характеристики.

Аналогичная комплексная задача решалась в [5] по определению теплового состояния микроракетных двигателей, где был предложен метод погружения многосвязной области в область простейшей формы.



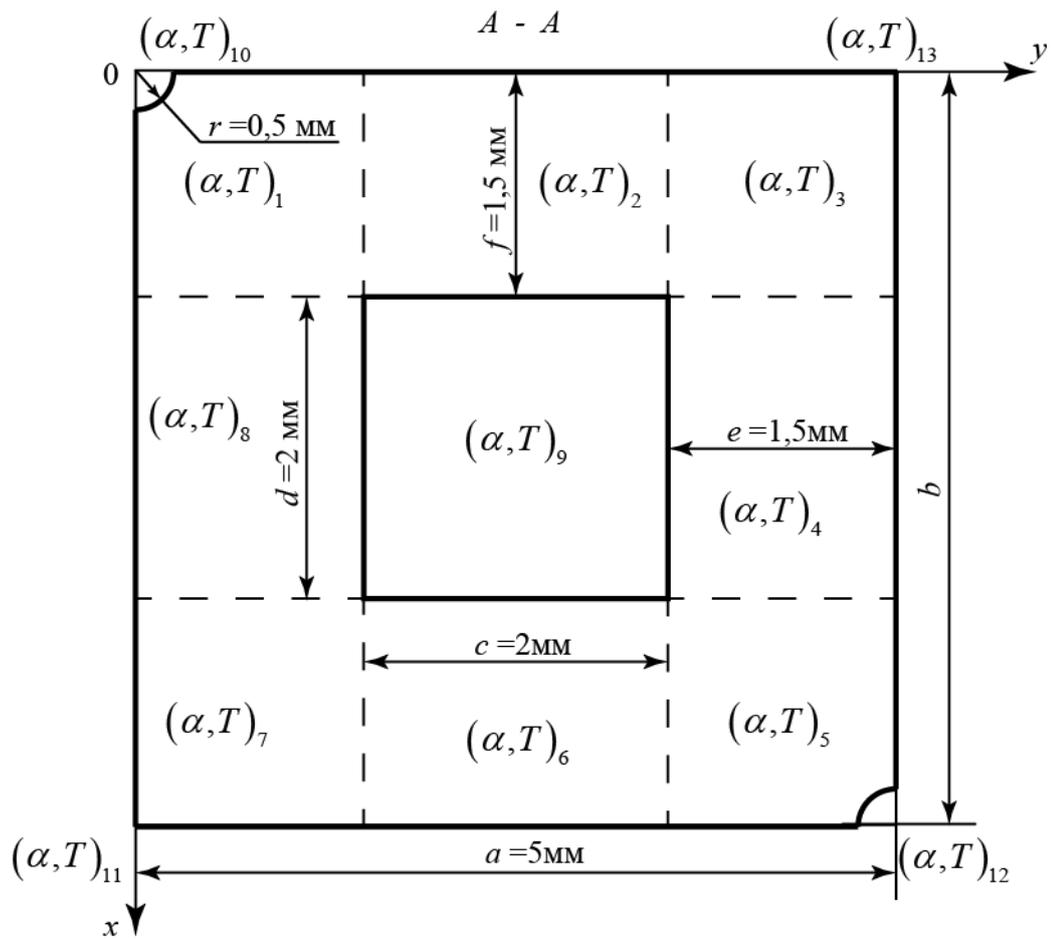


Рис. 1. Типовой элемент трехслойной составной проницаемой оболочки.

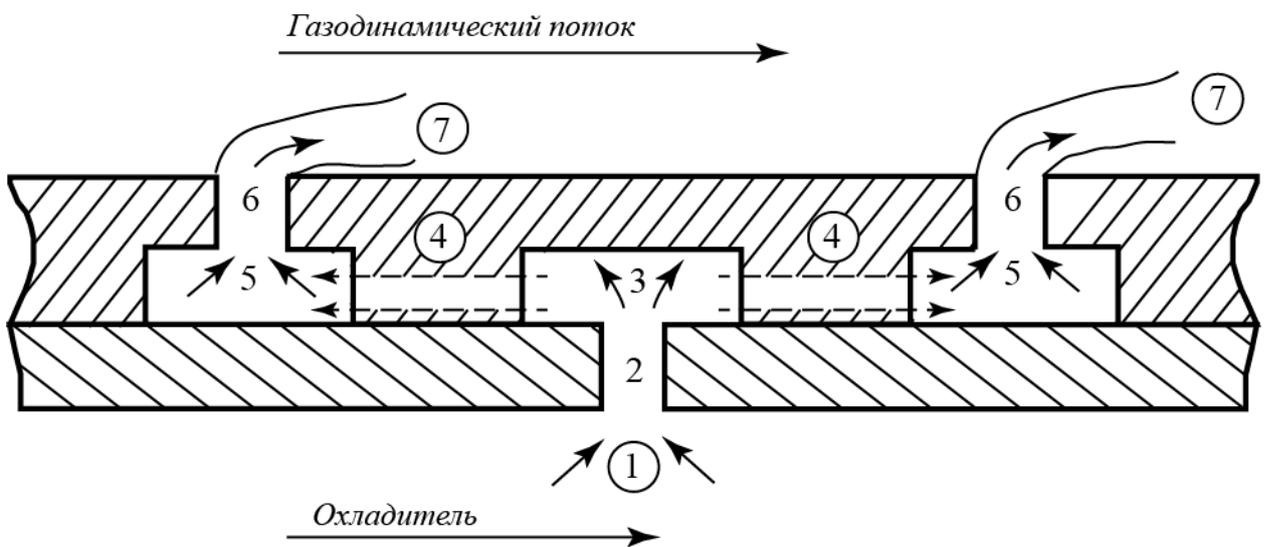


Рис. 2. Поперечное сечение двухслойной составной проницаемой оболочки.

В данной работе этот метод применен к решению комплексной проблемы определения теплообмена в типовых элементах СПО с анализом эффективности его охлаждения.

Физико-математическая модель

Общая комплексная физико-математическая модель включает в себя следующие проблемы, каждая из которых имеет самостоятельное значение.

1. Задача о течении и теплообмене в динамическом и тепловом многокомпонентных пограничных слоях с градиентом давления в системе координат x, y :

уравнение сохранения импульса в проекции на ось Ox :

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right), \quad x > 0, \quad 0 < y < \delta; \quad (1)$$

уравнение сохранения импульса в проекции на ось Oy :

$$0 = -\frac{\partial p}{\partial y}, \quad \text{или } p = p_e(x), \quad x > 0, \quad y = \delta; \quad (2)$$

уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0, \quad x > 0, \quad 0 < y < \delta; \quad (3)$$

уравнение сохранения энергии:

$$\rho u \frac{\partial I}{\partial x} + \rho v \frac{\partial I}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left[\frac{\mu}{\text{Pr}} \frac{\partial I}{\partial y} + \mu \left(1 - \frac{1}{\text{Pr}} \right) \frac{\partial u^2}{2 \partial y} \right] - \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\frac{1}{\text{Le}} - 1 \right) \rho D_{12} \sum_i h_i \frac{\partial C_i}{\partial y} \right],$$

$$x > 0, \quad 0 < y < \delta; \quad (4)$$

уравнение состояния i –го компонента:

$$p_i = \rho_i R_i T; \quad (5)$$

уравнение Бернулли:

$$p_e(x) = p_0 - \frac{\rho_e(x) u_e^2(x)}{2}. \quad (6)$$

Граничные условия:

$$y = 0: \quad u = 0, \quad v = 0, \quad T = T_{w1}, \quad \rho_w = p_e / RT_{w1} \quad (7)$$

$$y = \delta(x); \quad u = u_e(x); \quad \rho = \rho_e(x); \quad p_e(x) = p_0 - \frac{\rho_e u_e^2(x)}{2}; \quad T = T_e(x); \quad (8)$$

$$x = 0: \quad p = p_0, \quad T = T_0, \quad \rho = \rho_0, \quad u = 0, \quad v = 0. \quad (9)$$

Здесь x – продольная координата вдоль внешней границы лопатки турбины; y – координата вдоль внешней нормали к наружной границе; u, v, ρ, p, T – соответственно продольная и поперечная компоненты вектора скорости, плотность, давление, температура; C_i – концентрация i -го компонента; μ – динамическая вязкость; Pr – число Прандтля, $Pr = \mu \cdot c_p / \lambda$; c_p, λ – теплоемкость, теплопроводность; Le – число Льюиса, $Le = \rho D_{12} c_p / \lambda$; D_{12} – коэффициент бинарной диффузии; δ, δ_T – толщины динамического и теплового пограничных слоев; R – газовая постоянная; I – полная энтальпия, $I = h + u^2 / 2$; h – статическая энтальпия, $h = \sum_i c_i h_i$; c_i – концентрация i -го компонента; $h_i = \int_0^T c_{pi} dT$.

Индексы: e – внешняя граница пограничного слоя; $w1$ – стенка; 0 – характеристики торможения.

2. Задача пространственной нестационарной теплопроводности в конструктивном s – слойном элементе СПО ($s=2$ или 3) включает в себя:

трехмерное нестационарное уравнение теплопроводности

$$\rho_s c_s(T) \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_s(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_s(T) \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_s(T) \frac{\partial T}{\partial z} \right),$$

$$\{x, y, z\} \in V, \quad t > 0; \quad (10)$$

конвективно-кондуктивный теплообмен на наружной границе w , соприкасающейся с горячим газом с эффективной температурой T_e

$$\alpha_{w1} (T_e - T_{w1}) - \lambda_l(T) \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{w1} = 0, \quad \{x, y, z\} \in \Gamma_{w1}, \quad t > 0, \quad (11)$$

где

$$\frac{\partial T}{\partial n} \Big|_w = \frac{\partial T}{\partial x} \cos(\bar{n}^0, \bar{i}) + \frac{\partial T}{\partial y} \cos(\bar{n}^0, \bar{j}) + \frac{\partial T}{\partial z} \cos(\bar{n}^0, \bar{k}), \quad (12)$$

где \bar{n}^0 – вектор единичной внешней нормали к границе $w1$, \bar{i} , \bar{j} , \bar{k} – орты базисных векторов, Γ_{w1} – граница, соприкасающаяся с газодинамическим потоком;

непрерывность тепловых потоков и температур на границах разрыва теплофизических характеристик (ТФХ)

$$\lambda_s \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{ws}^- = \lambda_{s+1} \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{ws}^+, \quad T_{ws}^- = T_{ws}^+, \quad s = 1, 2, 3, \quad t > 0; \quad (13)$$

конвективно-кондуктивный теплообмен на границах wi , соприкасающихся с охладителем

$$\alpha_{wi} (T_{wi} - T_{i\bar{\partial}ei}) + \lambda_s (T) \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|_{wi} = 0, \{x, y, z\} \in wi, i = \overline{1,6}, s = 1, 2, 3, t > 0; \quad (14)$$

на границах соприкосновения с аналогичными типовыми элементами

$$\lambda_s \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|^- = \lambda_s \left. \frac{\partial T}{\partial n} \right|^+, s = 1, 2, 3, t > 0; \quad (15)$$

начальное условие

$$T(x, y, z, 0) = T_{i\bar{\partial}z} = const. \quad (16)$$

3. Задача определения параметров теплообмена α_{wi} , $T_{i\bar{\partial}e}$ на границах wi , $i = \overline{1,6}$, соприкасающихся с охладителем.

Для различных режимов течения охладителя теплота, снимаемая охладителем на каждом из участков, показанных на рисунке 2, определяется следующими соотношениями, заимствованными из [6–10] (ниже Q_i имеют размерность мощности).

Участок отсоса (1-й участок):

$$Q_1 = 1,6 \sqrt{g \cdot \mu} \cdot c_p (T_{w1} - T_1) \sqrt{h_1 - d_1},$$

$$T_1 = (T_{i\bar{\partial}e0} + T_{i\bar{\partial}e1}) / 2, T_{i\bar{\partial}e1} = T_{i\bar{\partial}e0} + Q_1 / c_p \cdot g. \quad (17)$$

Участок круглого канала (2-й участок):

$$Q_2 = 2,65 \cdot c_p (T_{w2} - T_2) \cdot \text{Pr}^{-2/3} \sqrt{g \mu \delta_1} \left(1 + 1,53 \sqrt{\frac{\mu \delta_1}{g}} \right).$$

$$T_2 = (T_{i\bar{\partial}e1} + T_{i\bar{\partial}e2}) / 2, T_{i\bar{\partial}e2} = T_{i\bar{\partial}e1} + Q_2 / c_p \cdot g. \quad (18)$$

Участок натекания струи и преграду (3-й участок):

$$Q_3 = 35 \cdot \text{Pr}^{-2/3} (\text{Re}^{0,5} - 5,05 \cdot z / d_1) c_p (T_{w3} - T_3) \mu d_1,$$

$$T_3 = (T_{i\delta\epsilon 2} + T_{i\delta\epsilon 3}) / 2, T_{i\delta\epsilon 3} + Q_3 / c_p \cdot g. \quad (19)$$

Участок плоского канала (4-й участок):

$$Q_4 = 1,33(g\mu b)^{1/2} c_p (T_{w4} - T_4) \text{Pr}^{-2/3} \left[(\beta + \gamma) l_1 / z - \frac{1}{2\beta} \ln \frac{\gamma - \beta}{\gamma + \beta} \right],$$

$$\beta = 3,46\sqrt{\mu b / g}, \gamma = \sqrt{\beta^2 + z / l_1},$$

$$T_4 = (T_{i\delta\epsilon 3} + T_{i\delta\epsilon 4}) / 2, T_{i\delta\epsilon 4} = T_{i\delta\epsilon 3} + Q_4 / c_p \cdot g. \quad (20)$$

Участок отсоса во втором слое (5-й участок)

$$Q_5 = 1,6\sqrt{g \cdot \mu \cdot c_p} (T_{w5} - T_5) \sqrt{b - d_2},$$

$$T_5 = (T_{i\delta\epsilon 4} + T_{i\delta\epsilon 5}) / 2, T_{i\delta\epsilon 5} = T_{i\delta\epsilon 4} + Q_5 / c_p \cdot g. \quad (21)$$

Участок цилиндрического канала второго слоя (6-й участок)

$$Q_6 = 2,35c_p (T_{w6} - T_6) \cdot \text{Pr}^{-2/3} \sqrt{g\mu\delta_2} \left(1 + 1,53\sqrt{\frac{\mu\delta_1}{\mu\delta_2 / g}} \right),$$

$$T_6 = (T_{i\delta\epsilon 5} + T_{i\delta\epsilon 6}) / 2, T_{i\delta\epsilon 6} = T_{i\delta\epsilon 5} + Q_6 / c_p \cdot g. \quad (22)$$

Участок вдува в газодинамический пограничный слой (7-й участок)

характеризуется уменьшением теплового потока к стенке за счет завесы охладителя.

Эффект завесы определяется опытным путем по параметру $\theta_{\zeta\hat{a}\hat{a}}$

$$\theta_{\zeta\hat{a}\hat{a}} = 17,07\Phi^{-0,844}, \theta_{\zeta\hat{a}\hat{a}} = \frac{T_r - T_{\hat{a}\hat{a}}}{T_r - T_{i\delta\epsilon 6}}, \Phi = \frac{x \cdot \rho_e u_e}{s \cdot (\rho v)_w}. \quad (23)$$

Тогда тепловой поток в стенку на участке действия завесы определяется формулой

$$q = \alpha_\Gamma (T_r - T_w) - \alpha_\Gamma (T_r - T_{i\delta\epsilon 6}) \theta_{\zeta\hat{a}\hat{a}}. \quad (24)$$

В соотношениях (17)–(24) приняты следующие обозначения: g – расход охладителя; T_{wi} – температура внутренней границы; h_1 – половина расстояния между отверстиями диаметром d_1 ; T_i – средняя температура охладителя между двумя соседними участками; δ_1, δ_2 – длина цилиндрического канала в нижней и верхней оболочке; d_2 – диаметр канала во второй оболочке; Re – число Рейнольдса, $Re = 1,27 g / \mu \cdot d_1$; b, z, l_1 – ширина, высота и длина плоского канала; $T_{\dot{a}\dot{a}}$ – температура адиабатической стенки; T_r – температура восстановления, $T_e \approx T_r$.

Метод решения

Задача (1)–(9) о течении и теплообмене в динамическом и тепловом пограничных слоях решается численно конечно-разностным методом второго порядка точности по пространственным переменным методам, изложенным в [11]. Профиль температур в тепловом пограничном слое, полученный в результате численного решения, дифференцируется по переменной y при $y=0$, затем эта производная умножается на теплопроводность газа при температуре стенки, в результате чего получаем тепловой поток $\alpha_{w1}(T_e - T_{w1}) = \lambda \left. \frac{\partial T}{\partial y} \right|_{w1}$ для подстановки в краевое условие (11).

Трехмерная нестационарная задача теплопроводности (10)–(16) в многосвязной области решается методом погружения с использованием метода дробных шагов Яненко Н.Н., подробно изложенным в работе авторов [5]. Для многосвязной области, каковой является элемент СПО, метод погружения

предполагает погружение многосвязной области в область классической формы, например, в параллелепипед. Тогда метод скалярной прогонки вдоль какой-либо координатной линии, пересекающей многосвязную область, реализуется сквозным образом с выделением внутренних узлов, попавших во внутреннюю воздушную полость. При этом аппроксимация краевого условия (14) (также как и краевого условия (11) содержит консервативные члены, учитывающие аккумуляцию тепловой энергии в граничных узлах. Эти члены отсутствуют в балансах тепловых потоков (11), (14) и возникают при конечно-разностной аппроксимации.

В граничных условиях (14) на границах, соприкасающихся с охладителем в качестве $T_{i\partial\bar{e}i}$ принимается T_i : $T_i = T_{i\partial\bar{e}i}$, $i = \overline{1,6}$, а коэффициенты теплоотдачи α_{wi} , $i = \overline{1,6}$ вычисляются с помощью соотношений (17)–(22), если Q_i разделить на разность $(T_w - T_i)S_i$, где S_i – площадь поверхности i -го участка, омываемого охладителем.

Программный комплекс

В соответствии с изложенной физико-математической моделью сопряженного теплообмена между вязкими газодинамическими течениями и составными проницаемыми оболочками разработан алгоритм и программный комплекс SPO по решению задач тепломассопереноса в СПО. Программный комплекс составлен на языке FORTRAN по модульному принципу, что позволяет расширять его функциональные возможности. Модульная структура программного комплекса SPO в виде четырехуровневой иерархической структуры представлена на рис. 3.

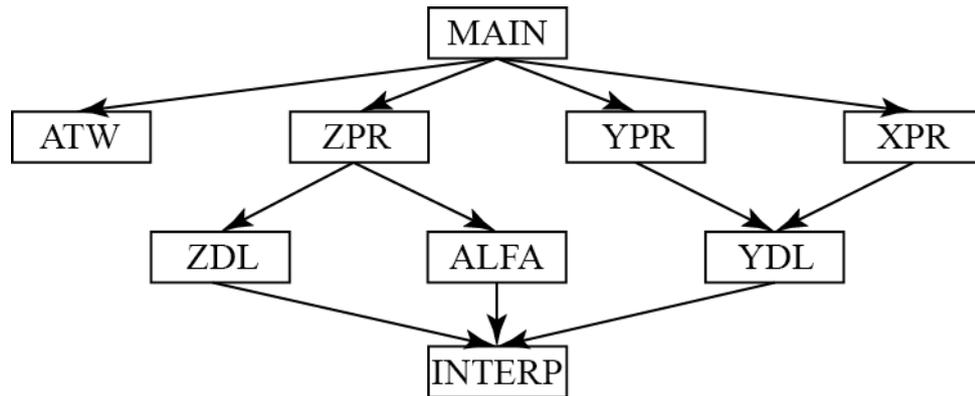


Рис. 3. Модульная структура программного комплекса SPO.

Управляющая программа MAIN осуществляет ввод и одновременный вывод входных данных, формирует разностную сетку и вызывает с возвратом программные модули (подпрограммы типа SUBROUTINE) с именами ATW, ZPR, YPR, XPR. Кроме этого, управляющая программа осуществляет цикл по времени и вывод результатов.

В программном модуле ATW определяются параметры теплообмена α_{w1} , T_e на границе w с газодинамическим потоком, а также параметры теплообмена α_{wi} , T_{ei} , $i = \overline{1,6}$ на внутренних границах СПО. Каждый из 14 массивов (по 7 массивов α и T_e имеет максимальную длину, равную 13 элементам (по возможному количеству точек на границах wi каждого элемента СПО).

В программных модулях XPR, YPR, ZPR реализуются скалярные прогоны вдоль пространственных координатных осей Ox , Oy , Oz соответственно. В результате при реализации прогонов вдоль какой-либо оси получаем распределение

температур во всей многосвязной области элемента СПО. Скалярные прогонки вдоль других координатных направлений уточняют температурное поле.

Программа ZPR обращается к подпрограмме ZDL для формирования геометрических и теплофизических характеристик в конкретном узле и узлах его окружающих. В модуле ALFA выбираются и формируются параметры теплообмена α_w и T_e в конкретном узле на границе w , соприкасающейся с газодинамическим потоком.

Программные модули YPR и XPR осуществляют вызов подпрограммы YDL, в которой формируются геометрические и теплофизические характеристики в конкретном узле расчетной сетки.

Все программы могут вызывать подпрограмму INTERP, предназначенной для расшифровки структуры дискретно заданных функций с помощью управляющей информации, задаваемой в начале каждой функции и дальнейшей интерполяции по аргументу и имени массива, передаваемым подпрограмме INTERP. Выходным параметром является интерполяционное значение функции.

Входными данными в программный комплекс являются геометрические и теплофизические характеристики типового элемента СПО, данные для расчета параметров теплообмена на всех границах элемента СПО, а также управляющая информация, например, двух- или трехслойная конструкция СПО.

Выходными характеристиками являются трехмерное нестационарное температурное поле в каркасе элемента СПО, температура охладителя на каждом участке элемента СПО и параметры теплообмена на всех границах.

Анализ результатов численных расчетов

По разработанному программному комплексу SPO проведены массовые расчеты теплового состояния элементов СПО с целью выявления эффективности составных проницаемых оболочек. Ниже приведены результаты для трех значений коэффициента теплоотдачи на непроницаемой стенке: $\alpha_{w1} = 0,714$; 1,016 и 1,26 кВт/м²·К и шести значений секундного расхода охладителя $g = 0,01$; 0,02; 0,03; 0,04; 0,05 и 0,1 г/с (всего 18 вариантов). Остальные характеристики принимали следующие значения:

геометрические размеры (рис. 1) в миллиметрах:

$a=5$; $b=5$; $c=2$; $d=2$; $l=1,5$; $f=1,5$; $\delta_1=0,5$; $\delta_2=0,5$; $\delta_3=0$; (двухслойная СПО); $\delta_4=0,5$; $\delta_5=0,5$; $r=0,5$;

теплофизические характеристики материалов каркаса:

$\lambda_1 = 0,042$ кВт/м·К; $\rho_1 = 7800$ кг/м³; $c_1 = 1,26$ кДж/кг·К; $\lambda_2 = 0,151$ кВт/м·К;
 $\rho_2 = 7800$ кг/м³; $c_2 = 1,26$ кДж/кг·К; $\lambda_3 = \rho_3 = c_3 = 0$;

характеристики газодинамического потока:

$T_e = 1600$ К; $u_e = 200$ м/с; $Pr = 0,71$; $p_e = 0,1$ кг/м³.

На рисунке 4 приведены результаты расчета эффективности θ охлаждения СПО в зависимости от коэффициента теплоотдачи α_{w1} от газодинамического потока и расхода g охладителя, где $\theta = (T_e - T_{w1}) / (T_e - T_{i\delta\delta})$.

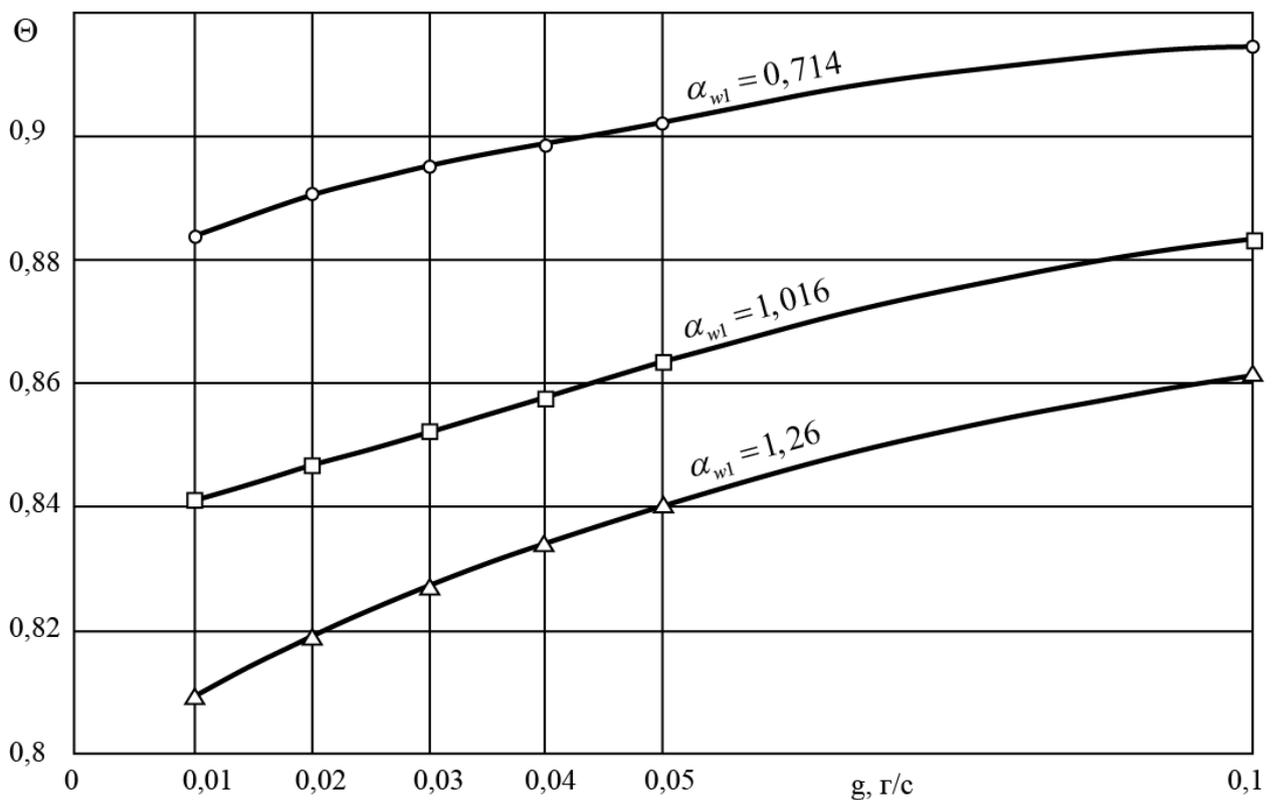


Рис. 4. Зависимость эффективности СПО $\theta = (T_e - T_{w1}) / (T_e - T_{i\infty})$ от расхода охладителя и коэффициента теплоотдачи от газодинамического потока.

Из рисунка видно, что чем ниже коэффициент теплоотдачи α_w на непроницаемой стенке, тем выше эффективность СПО, поскольку с ростом тепловых потоков относительная температура каркаса растет быстрее, чем относительная температура охладителя. Это видно из рисунка 5, на котором представлены зависимости от расхода охладителя максимальных значений температуры охладителя и максимальных значений температуры наружной границы при различных значениях коэффициента теплоотдачи α_{w1} .

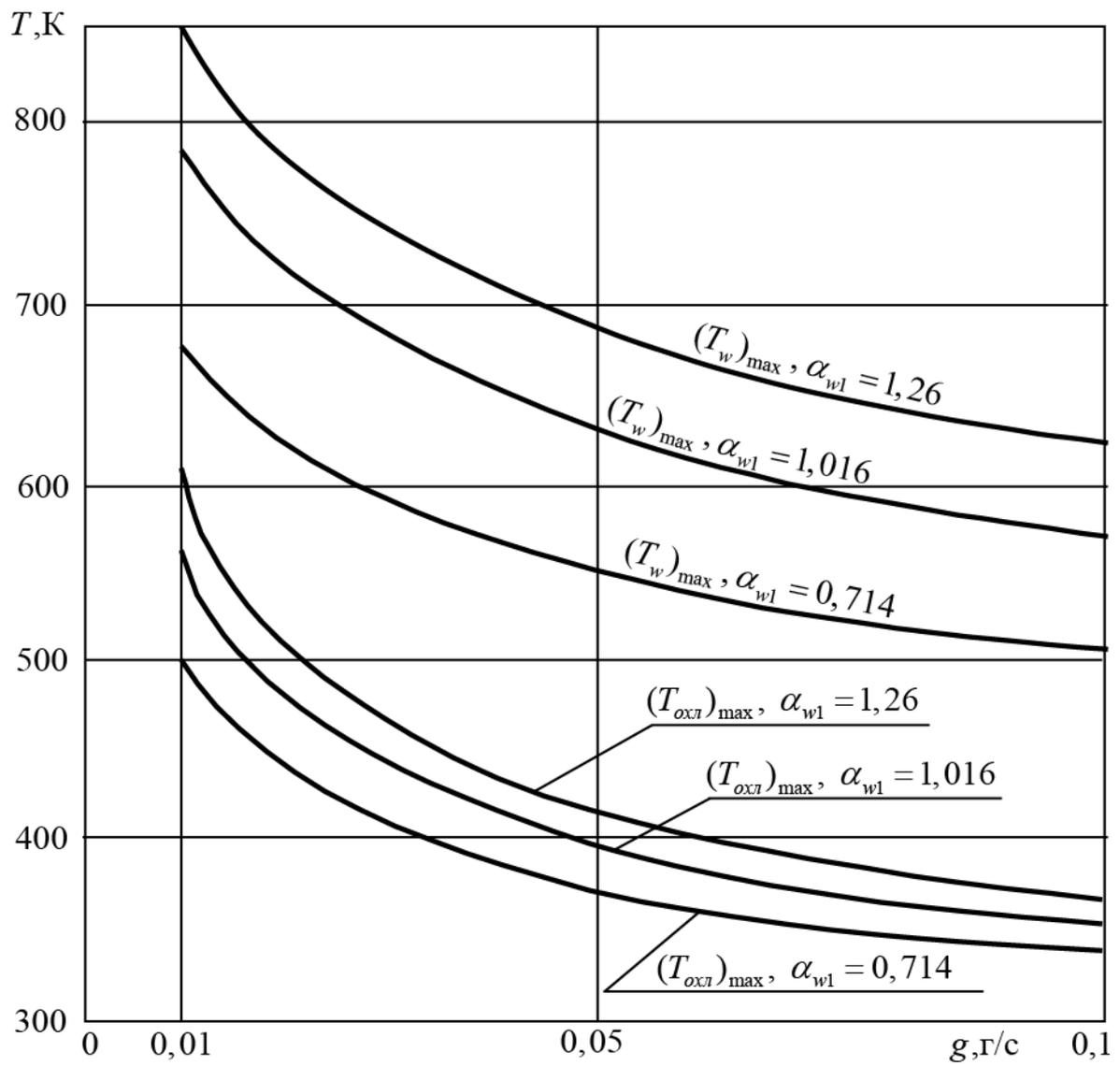
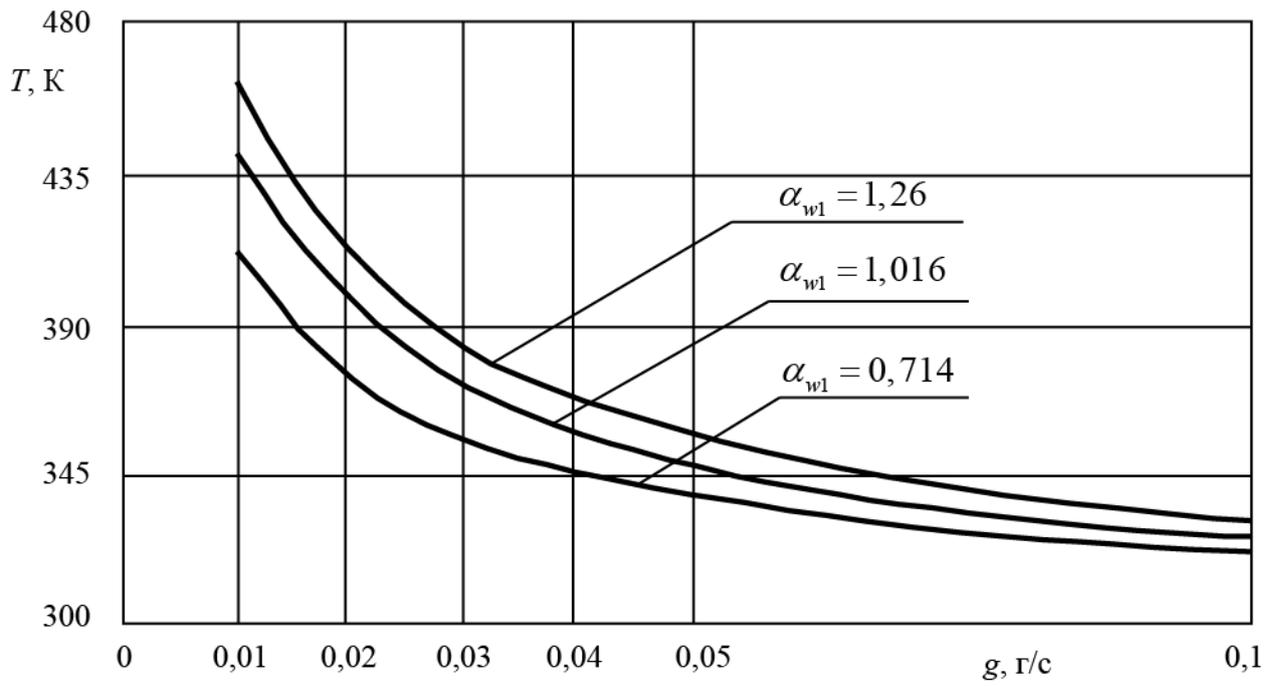


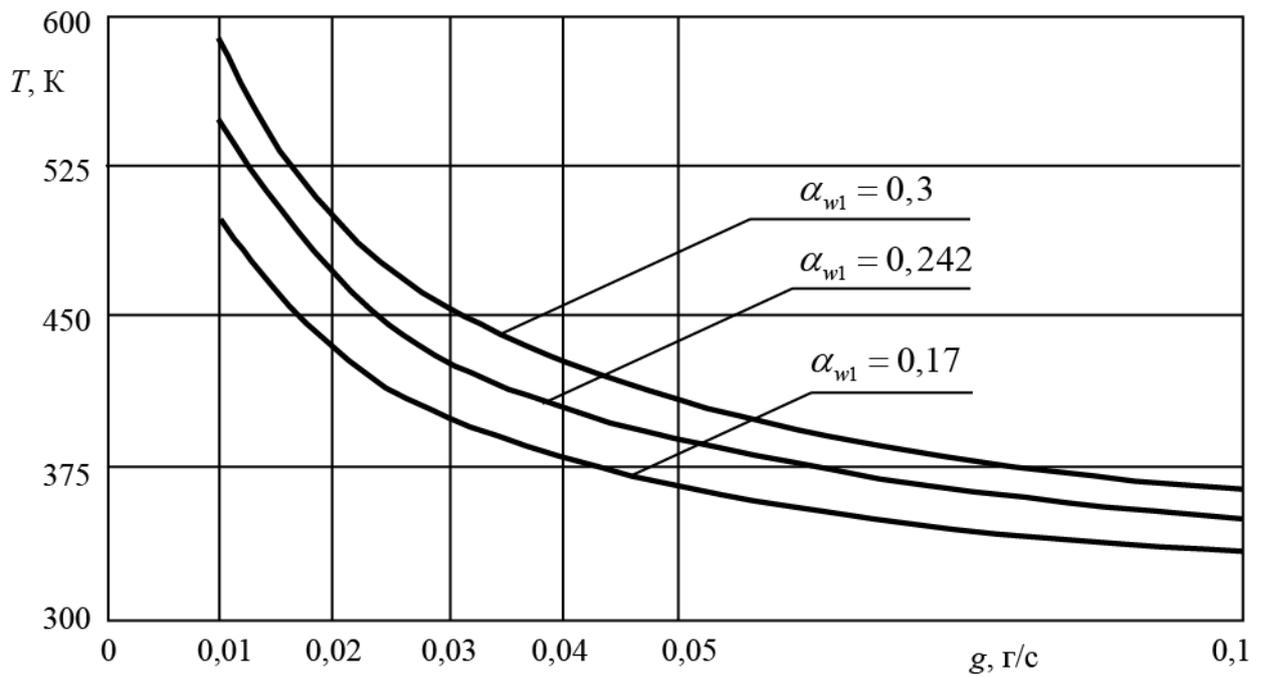
Рис. 5. Зависимость от расхода охладителя максимальных значений температуры охладителя и максимальных значений температуры наружной стенки.

С ростом расхода охладителя падает его температура при прохождении от первого до шестого участка. На рис. 6 представлены результаты расчета температуры охладителя (воздуха) на третьем участке в зависимости от секундного расхода. На этом участке наиболее интенсивный нагрев охладителя, так как на нем происходит торможение струи, истекающей из канала на противоположную стенку, а также на четвертом участке, где охладитель соприкасается с горячей стенкой, контактирующей с газодинамическим потоком. То есть на этих участках наиболее эффективное охлаждение.

На рис. 7 представлен результат расчетов трехмерного нестационарного температурного поля в каркасе СПО, в момент времени, когда прогрев вышел на стационарный режим для случая $\alpha_w = 0,714 \text{ кВт/м}^2 \cdot \text{К}$ с секундным расходом охладителя $g = 0,01 \text{ г/с}$. При этом максимальная температура на верхней полке достигает 670 К , что значительно уменьшает прочность материала СПО. Здесь область $0 \leq z \leq 0,5 \text{ мм}$ соответствует нижней полке СПО, область $1,5 \text{ мм} \leq z \leq 2,0 \text{ мм}$ – верхней полке, прямые пунктирные линии соответствуют воздушным зазорам, а крутые профили – стойкам между верхней и нижней полками.



(а)



(б)

Рис. 6. Зависимость температуры охладителя от его расхода на третьем (а) и на четвертом участках (б).

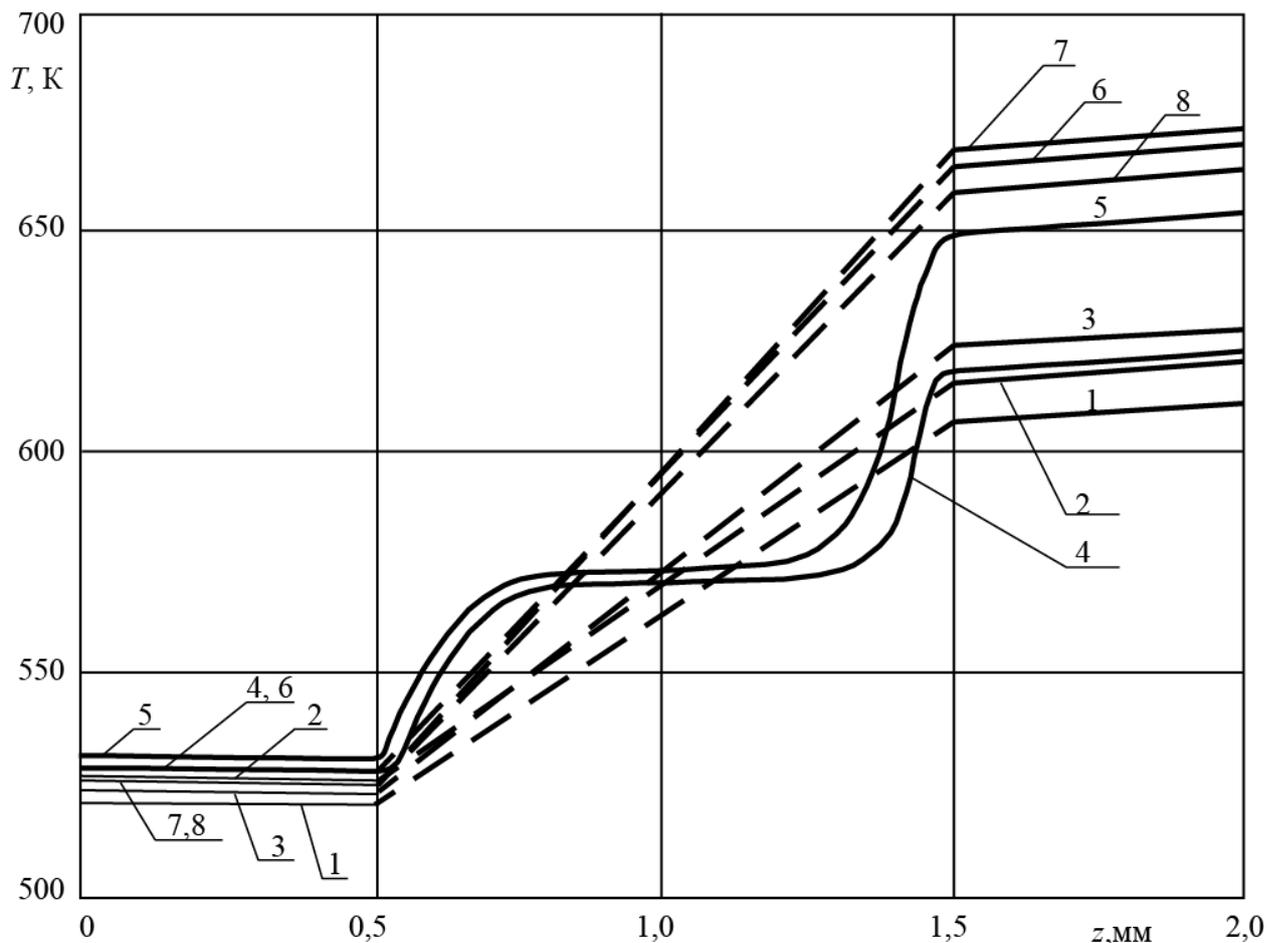


Рис. 7. Температурное поле в корпусе СПО для $g = 0,01 \text{ г/с}$,

$\alpha_{\text{вл}} = 0,714 \text{ кВт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ в точках (x_i, y_i) : 1 – (0;0); 2 – (0;2,5); 3 – (0;5,0);

4 – (1,5;2,5); 5 – (3,5;2,5); 6 – (5,0;2,5); 7 – (5,0;0); 8 – (5,0;5,0); все пунктирные

линии в воздушном зазоре.

Заклучение

На основе разработанных математической модели, численных методов и программного комплекса исследована эффективность охлаждения

теплонапряженных элементов конструкций газотурбинных двигателей, изготовленных на основе технологии составных проницаемых оболочек (СПО).

Получены зависимости температур охладителя (воздуха, отбираемого из компрессора) на различных участках СПО в зависимости от тепловых потоков при высокотемпературном газодинамическом обтекании и от секундного расхода охладителя. Установлено, что эффективность охлаждения значительно выше при малых тепловых потоках на стенке, соприкасающейся с газодинамическим потоком. Установлено также, что при больших расходах, начиная примерно с расхода охладителя 0,1 г/с и выше эффективность не увеличивается, то есть расход охладителя можно не увеличивать.

Показано, кроме этого, что при самом малом значении расхода охладителя, равного 0,01г/с, и незначительных тепловых потоков нагрев каркаса СПО при температуре газа 1600К может достигать 400⁰С что существенно снижает прочность материала.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, проект № 118, руководитель Формалев В.Ф.

Библиографический список

1. Helms H.E. Stoichometric gas turbines development problems. The Intern. Symposium on Air Breating Engines. Marseille, Franse, June, 1972, p. 19-23.
2. Wear J.D., Traut A.M., Smith J.M., Jones R.E. Design and Preliminary Results of a Semi Transpiration Cooled (Lomilloy) Liner for a High – Pressure, High-Temperature Combustor. AIAA, pap. № 997, 1978.

3. Hempel H., Friedrich B., Witlog S. Full coverage film cooled bleeding in high temperature gas turbines cooling effectiveness profile loss and thermal efficiency. Trans. ASME Journal of Eng. for Power, 1980, oct, vol. 102.

4. Совершенный В.Д., Формалев В.Ф. Моделирование и разработка составных проницаемых оболочек с высокой эффективностью охлаждения // Всероссийская научно-практическая конференция «Высшая школа России и конверсия». Тезисы докладов, Москва, ноябрь 1993. с. 129-132.

5. Формалев В.Ф., Колесник С.А. Методика, алгоритм и программный комплекс по определению теплового состояния охлаждаемых микро ракетных двигателей // Электронный журнал «Труды МАИ», 2014, № 78: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=53710> (дата публикации 02.12.2014).

6. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. – М.: Машиностроение, 1975. - 672с.

7. Jones W.P., Launder B.E. Some properties of sink-flow turbulent boundary layers. Journ of Fluid Mech, vol. 56, part. 2, November, 1972, pp. 337–352.

8. Совершенный В.Д., Алексин В.А. О расчете пограничного слоя на профилях при наличии зон ламинарного и турбулентного режимов течения// Известия ВУЗов. Сер. Авиационная техника. 1983. № 2. С. 68–72.

9. Холлуорт, Бери. Теплообмен при натекании на поверхность системы струй с большим шагом отверстий // Теплопередача: Труды американского общества инженеров и механиков. 1978. Т.100. № 2. с. 203–209.

10. Юдаев Б.И. Теплопередача. - М.: Высшая школа, 1973. 59с.

11. Галицейский Б.М., Совершенный В.Д., Формалев В.Ф. Тепловая защита лопаток турбин. – М.: Изд-во МАИ, 1996. - 354с.