

УДК 533.6.011.6

Е.В. Рулёва, А.Н. Голованов

**ТЕПЛОМАССОБМЕН СТЕНКИ И ПОТОКА ПЛАЗМЫ
ПРИ НАЛИЧИИ ВДУВА ГАЗА-ОХЛАДИТЕЛЯ
ЧЕРЕЗ ПОРИСТЫЕ МАТЕРИАЛЫ¹**

Экспериментально исследована система активной тепловой защиты в условиях воздействия плазменной струи при наличии сильного вдува газа-охлаждителя. Получена экспериментальная зависимость безразмерной температуры стенки от параметра вдува. Также проведено сравнение полученных экспериментальных данных с математической моделью (одномерной, стационарной, однотемпературной) Ю.В. Полежаева.

Ключевые слова: *теплообмен, эксперимент, математическая модель, сильный вдув.*

Для защиты поверхностей энергетических установок от воздействия высокотемпературных, химически агрессивных газовых потоков широкое применение находят гидродинамические методы, использующие вдув газа-охлаждителя в пограничный слой в зону интенсивного нагрева через поверхности из пористых материалов (пористое охлаждение) [1, 2 – 5]. В литературе такие методы называют активной тепловой защитой. Необходимость в использовании активной тепловой защиты возникает в условиях сильной неизотермичности процессов в теплоэнергетических устройствах, в плазмохимических реакторах, в атомной энергетике. Одной из областей применения гидродинамических методов отвода тепла является тепловая защита от аэродинамического нагрева, возникающего при входе тел с гиперзвуковыми скоростями в плотные слои атмосферы [5, 8]. Аэродинамический нагрев вызывает значительное повышение температуры элементов конструкций летательного аппарата, при этом прочностные характеристики материалов, модуль упругости, предел прочности ухудшаются настолько, что происходит разрушение оболочки с заметным изменением аэродинамической формы летательного аппарата, нарушается правильное функционирование приборов управления и дальность полета.

Окрестность лобовой критической точки летательного аппарата подвергается наиболее интенсивным тепловым нагрузкам. Так, при числе Маха набегающего потока воздуха $M_e = 20$ максимальные температуры, соответствующие квазиравновесному состоянию, достигают $(6 \div 7) \cdot 10^3 \text{ K}$ [9]. Для таких тепловых нагрузок известные теплозащитные системы, основанные на поглощении и накоплении тепла конденсированными веществами, сублимирующие, разлагающиеся, композиционные материалы, оказываются малоэффективными.

Возрастание скоростей спуска современных летательных аппаратов приводит к повышению требований, касающихся тепловой защиты конструкций.

¹ Работа выполнена при поддержке гранта ФАО № 2.1.1/ 2269 «Малые энергетические возмущения в задачах тепловой защиты конструктивных элементов летательных аппаратов»

Основные требования, предъявляемые к пористым материалам, и их характеристики приведены в таблице.

№ п/п	Наименование	Характеристика	Примечание
1	Прочность	Максимальное напряжение	
2	Пластичность	Модуль Юнга	
3	Термостойкость	Температура плавления	
4	Интенсивность внутреннего теплообмена	Коэффициенты теплопроводности и теплоемкости	
5	Вес	Плотность	
6	Химическая активность	Отсутствие элементов, способных вступать в реакцию окисления (углерод)	
7	Отсутствие деформаций	Коэффициент линейного расширения	Для сохранения пористости материала при нагреве
8	Простая технология изготовления		
9	Максимальная газопроницаемость	Коэффициент непроницаемости	

Пористые материалы обычно разделяют на две основные группы [6,7]. Металлы плетеные или полученные спеканием частиц; карбиды и керамики, полученные выжиганием введенных ранее веществ. К достоинствам металлов следует отнести высокую пластичность и интенсивность внутреннего теплообмена, простоту изготовления и максимальную газопроницаемость. К недостаткам: относительно низкую термостойкость, большой вес и наличие деформаций при нагреве. Достоинства карбидов – высокая прочность и термостойкость, малая плотность и низкая химическая активность к реакциям окисления. Недостатки – хрупкость, слабый внутренний теплообмен при фильтрации газа-охлаждителя через поры, сложная технология изготовления.

Анализ требований, предъявляемых к пористым материалам, позволяет сделать вывод о перспективности пористых металлических материалов.

Для спекания используют полидисперсные частицы дендридной формы или монодисперсные частицы кубической или ромбической укладки.

Объект исследования

На рис. 1 показана принципиальная схема исследуемых моделей, выполненных в форме усеченного конуса 1, в малом основании которого расположен пористый материал 2. Пористый материал представляет собой спрессованные сферические частицы из нержавеющей стали и молибдена. Через внутренний объем модели навстречу набегающей плазменной струи подается газообразный азот или воздух.

Через внутренний объем моделей навстречу набегающему потоку подавался газообразный воздух или азот.

Параметры воздушной плазменной струи

$$T_{\infty} = (3300 - 4900) \text{ К}, G_{\infty} = 1,0 \cdot 10^{-3} \text{ кг/с},$$

$$T_e = (3100 - 3600) \text{ К}, v_e = (32 - 57) \text{ м/с}$$

– среднemasсовая температура, расход плазмообразующего газа, локальные зна-

чения температуры и скорости плазмы в рабочем сечении струи (в месте установки модели) – определялись из условия энергетического баланса работы плазматрона ротаметром, спектрографом ИСП-30, водоохлаждаемыми энтальпиометром и насадкой Пито.

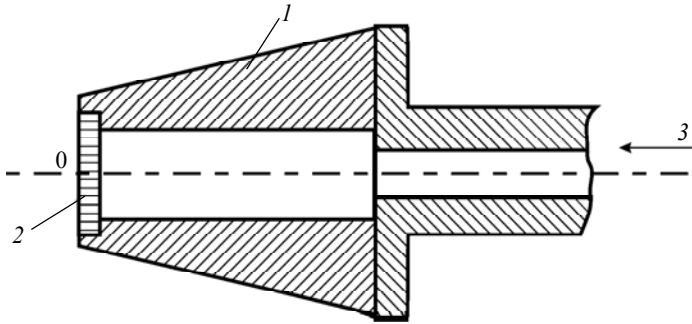


Рис. 1. Модель для сравнительных испытаний: 1 – модель в форме усеченного конуса; 2 – пористая вставка; 3 – газообразный азот, подаваемый под давлением через проницаемый участок

Постановка задачи

Для начала рассмотрим двухтемпературную нестационарную модель, предлагаемую в [8] Ю.В. Полежаевым. Добавим граничные условия и таким образом получим

$$\rho_1 c_{p1} (1 - \Pi) \frac{\partial T_1}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left[\lambda_1 (1 - \Pi) \frac{\partial T_1}{\partial x} \right] + \alpha_V (T_1 - T_2); \quad (1)$$

$$\Pi c_{p2} \rho_2 \left(\frac{\partial T_2}{\partial t} + v \frac{\partial T_2}{\partial x} \right) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_2 \Pi \frac{\partial T_2}{\partial x} \right) - \alpha_V (T_1 - T_2). \quad (2)$$

Граничные условия:

$$T_1|_{t=0} = T_2|_{t=0} = T|_{t=0} = T_H; \quad (3)$$

$$(q_w - \varepsilon \sigma T_{1w}^4) (1 - \Pi) = -\lambda_1 (1 - \Pi) \left(\frac{\partial T_1}{\partial x} \right) \Big|_{x=0}; \quad (4)$$

$$(q_w - \varepsilon \sigma T_{2w}^4) \Pi = -\lambda_2 \Pi \left(\frac{\partial T_2}{\partial x} \right) \Big|_{x=0}; \quad (5)$$

$$-\lambda_1 (1 - \Pi) \left(\frac{\partial T_1}{\partial x} \right) \Big|_{x=l} = \alpha (T_1 - T_H); \quad (6)$$

$$-\lambda_2 \Pi \left(\frac{\partial T_2}{\partial x} \right) \Big|_{x=l} = \frac{\alpha c_z}{(\rho v)_w} (T_2 - T_H). \quad (7)$$

Здесь t – время; T_1 – температура стенки; T_2 – температура газа – охладителя; T_H – начальная температура; ρ – плотность; v – скорость фильтрации газа 2; $(\rho v)_w$ – расход газа-охладителя в порах; c_p , λ , – коэффициенты теплоемкости, теплопроводности; Π – пористость; α_V – объемный коэффициент теплообмена между га-

зом и каркасом; σ – постоянная Стефана-Больцмана; h – энтальпия; q_w – плотность теплового потока.

Далее, проведя несложные математические преобразования, перейдем к одномерной однотемпературной стационарной постановке. Таким образом, получим:

$$\frac{d^2T}{dx^2} = -a \frac{dT}{dx},$$

$$\left(\frac{\alpha}{c_p} \right) (h_e - h_w) = -\lambda \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=0},$$

$$T|_{l=0} = T_H,$$

$$a = \frac{B \cdot (\alpha / c_p)_0 \cdot c_{p2}}{\lambda}.$$

B – безразмерный параметр вдува, $B = \frac{(\rho v)_w}{(\alpha / c_p)_0}$.

Интегрируя, получим решение

$$T = \frac{\lambda a}{\alpha(1 - e^{-al}) + \lambda a} \left[\frac{\alpha h_e (1 - e^{-al})}{c_p \lambda a} + T_H + \frac{1 - e^{-ax}}{a} \cdot \left(\frac{\alpha T_H}{\lambda} - \frac{\alpha h_e}{c_p \lambda} \right) \right] \quad (8)$$

Экспериментально была получена следующая зависимость безразмерной температуры стенки от параметра вдува (рис. 2).

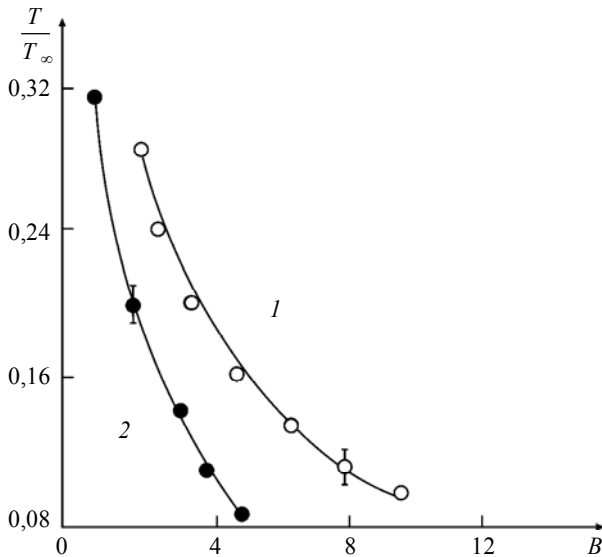


Рис. 2. Зависимости безразмерной температуры стенки от параметра вдува. Из стали – 1, молибдена – 2, $\Pi = 0,36$

Для того чтобы провести сравнительный анализ, обезразмерим наше решение следующим образом: $\frac{T}{T_\infty}$, $T_\infty = 3600$ К.

На рис. 3 представлено сравнение экспериментальной кривой и кривой, полученной при помощи найденного решения.

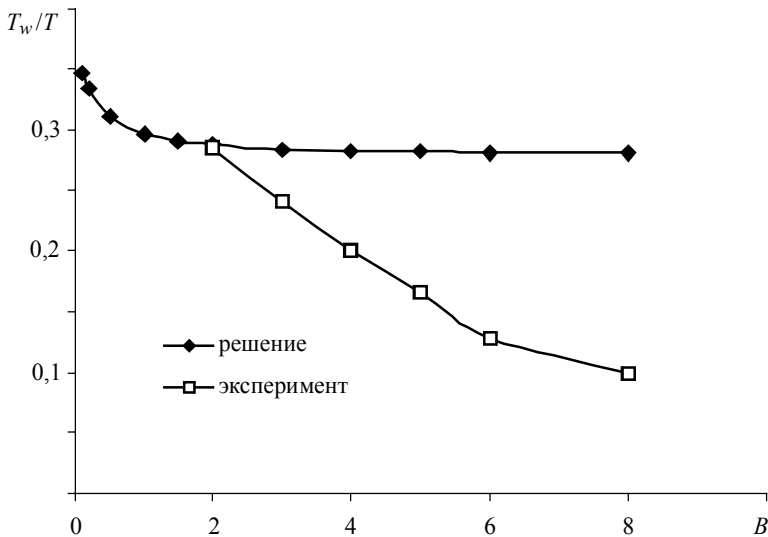


Рис. 3. Сравнение экспериментальной кривой и кривой найденного решения

Анализ полученных результатов

Из рис. 3 видно, что кривая, полученная экспериментально, лежит ниже чем рассчитанная по однотемпературной стационарной одномерной модели Ю.В. Полежаева для сильных вдувов $B > 2$. Однако для умеренных и слабых вдувов согласование теории и эксперимента удовлетворительно. Полученный результат вероятно связан с низкими значениями градиентов температуры по толщине пористого образца. При сильных вдувах наступает режим оттеснения внешнего высокo-энтальпийного потока, и тепловые нагрузки к защищаемой стенке уменьшаются. При слабых вдувах в условиях проведения эксперимента не удалось получить стационарные значения температуры стенки и поэтому математическая модель Полежаева в данном случае неприемлема.

ЛИТЕРАТУРА

1. Репухов В.М. Тепловая защита стенки вдувом. Киев: Наукова думка, 1977. 252 с.
2. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергия, 1972. 344 с.
3. Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике / под ред. В.С. Авдеевского и др. М.: Оборонгиз, 1960. 390 с.
4. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 240 с.
5. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.
6. Пористые проницаемые материалы: справочник / под ред. С.В. Белова. М.: Metallurgia, 1987. 335 с.

7. *Огнеупорная керамика в высокотемпературном газовом потоке* / под ред. А. Жукаускаса. Вильнюс: Моклас, 1975. 180 с.
8. *Полежаев Ю.В., Юрович Ф.Б.* Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392с.
9. *Хофф Н.* Из введения // Проблемы высоких температур в авиационных конструкциях. М., 1961. С. 7 – 14.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ:

РУЛЁВА Евгения Валерьевна – студентка механико-математического факультета Томского государственного университета. E-mail: mikoto_88@sibmail.com

ГОЛОВАНОВ Александр Николаевич – доктор технических наук, профессор кафедры физической и вычислительной механики Томского государственного университета. E-mail: fire@mail.tsu.ru

Статья принята в печать 30.03. 2010 г.