

Investigation of Convective Heat Transfer Simulation Accuracy in Subsonic High-Enthalpy Air Flows in HF-Plasmatron

S.A. Vasil'evskii¹, A.F. Kolesnikov¹, V.I. Sakharov²

¹ *Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, 119526, Russia*

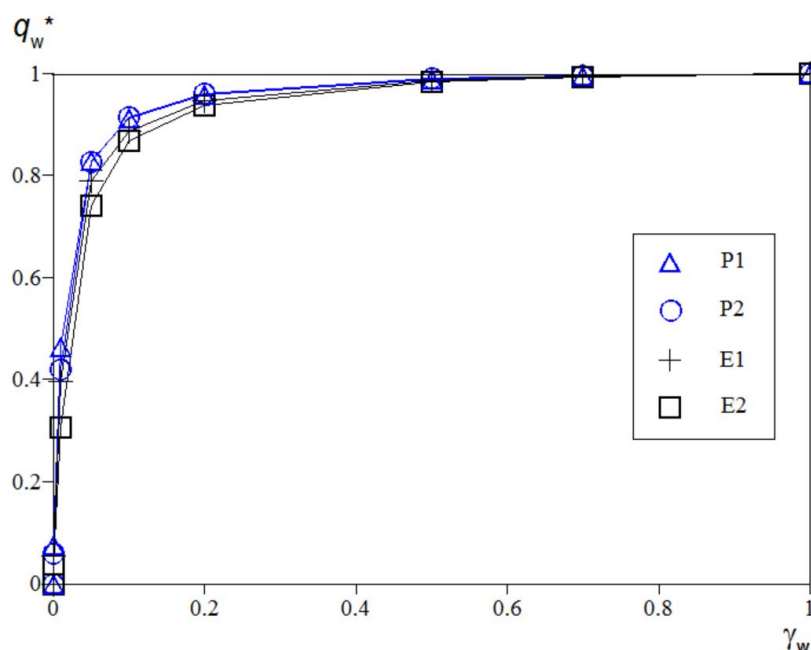
² *Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Moscow, 119192, Russia*

koles@ipmnet.ru, sakharov@imec.msu.ru

Abstract

Numerical estimations of correspondence between stagnation point heat fluxes to a cylindrical model in subsonic high-enthalpy air jet in HF-plasmatron and entry heating a blunt body in Earth atmosphere are performed in the case, when thermodynamic and hydrodynamic parameters of these absolutely different flows are in one-to-one correlation according to the concept of local heat transfer simulation. For cold wall case similarity of normalized heat fluxes is numerically confirmed in the whole range of a catalytic recombination coefficient, when conditions of local heat transfer simulation are satisfied. Through CFD modeling performed for HF-plasmatron subsonic tests and corresponding atmospheric entry conditions it is proved, that temperatures of radiative equilibrium surfaces of a model and blunt body are in a good and acceptable agreement for high and low catalytic walls.

Keywords: HF-plasmatron, high-enthalpy air flows, simulation of heat transfer, CFD modeling, catalytic recombination of atoms.



Similarity of normalized stagnation point heat fluxes to cold wall in subsonic RF-plasmatron jet (regimes P1 and P2) and in hypersonic flow around sphere (regimes E1 and E2)

УДК 533.6.011.8

Исследование точности моделирования конвективного теплообмена в дозвуковых струях диссоциированного воздуха в ВЧ-плазмотроне

С.А. Васильевский¹, А.Ф. Колесников¹, В.И. Сахаров²

¹ *Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук, Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д. 101-1,*

² *Научно-исследовательский Институт механики МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, 119192, Мичуринский проспект д.1,*

koles@ipmnet.ru, sakharov@imec.msu.ru

Аннотация

Выполнены численные оценки соответствия тепловых потоков в точках торможения при обтекании модели дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в ВЧ-плазмотроне и при входе затупленных тел со сверхзвуковой скоростью в атмосферу Земли, когда параметры этих качественно разных течений связаны условиями локального моделирования. Для холодных стенок подтверждено подобие нормализованных тепловых потоков во всем диапазоне эффективного коэффициента каталитической рекомбинации атомов при выполнении условий моделирования. Расчетами для условий экспериментов на ВЧ-плазмотроне и для соответствующих параметров входа в атмосферу Земли установлено, что температура равновесно радиационной стенки с хорошей точностью моделируется в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха для высококаталитических поверхностей и с удовлетворительной точностью – для низкокатолических.

Ключевые слова: индукционный ВЧ-плазмотрон, потоки диссоциированного воздуха, моделирование теплообмена, численное моделирование, каталитическая рекомбинация атомов.

1. Введение

Индукционные ВЧ-плазмтроны используются для аэрофизических исследований, в том числе для испытаний образцов теплозащитных материалов с целью определения их термохимической стойкости или каталитических свойств их поверхности по отношению к гетерогенной рекомбинации атомов [1–7]. Преимущества ВЧ-плазмтронов заключаются в том, что они позволяют в непрерывном режиме работы получать до- и сверхзвуковые потоки чистой низкотемпературной плазмы с высокой стабильностью и хорошей воспроизводимостью. Хотя в лабораторных высокоэнтальпийных установках невозможно полностью моделировать натурные условия аэродинамического нагрева поверхности тела при входе в атмосферу, однако возможно локальное моделирование условий теплопередачи от пограничного слоя к критической точке на поверхности [8–10].

Широкие возможности для локального моделирования аэродинамического нагрева в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха предоставляет 100-киловаттный ВЧ-плазмотрон ВГУ-4 (ИПМех РАН) [1, 11]. Полную энтальпию и давление торможения можно плавно регулировать в диапазонах $5 \div 50$ МДж/кг и $0.02 \div 1$ атм соответственно. При фиксированных значениях мощности ВЧ-генератора и давления в барокамере градиент скорости

на внешней границе пограничного слоя около модели можно варьировать за счет изменений формы моделей и геометрии разрядного канала, применяя водоохлаждаемые конические насадки с различными диаметрами выходных сечений. Для конкретных условий экспериментов по теплообмену в высокоэнтальпийных струях воздуха ВЧ-плазмотрона всегда актуален вопрос о том, каким параметрам входа в атмосферу затупленного тела они соответствуют.

Цель данной работы заключается в численных оценках соответствия тепловых потоков в точках торможения при обтекании модели дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в ВЧ-плазмотроне и при входе затупленных тел в атмосферу, когда параметры этих качественно разных течений связаны условиями локального моделирования [8–10]. В качестве исходных данных взяты результаты экспериментов по теплообмену, выполненных на 100-киловаттном ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 (ИПМех РАН) для двух конфигураций разрядного канала с коническими водоохлаждаемыми соплами с диаметрами выходных сечений $D=30$ и 50 мм [12].

2. Условия соответствия режимов теплообмена в дозвуковых струях воздуха в ВЧ-плазмотроне и при входе затупленного тела в атмосферу

В данной работе анализируются экспериментальные данные по теплообмену в дозвуковых высокоэнтальпийных струях воздуха [12], которые включают измеренные тепловые потоки к медной водоохлаждаемой цилиндрической модели с плоским торцом диаметром 20 мм, скоростные напоры и численно восстановленные значения энтальпии на внешней границе пограничного слоя и характерной скорости дозвуковых потоков воздуха на выходе из разрядного канала при давлении 100 гПа в широком диапазоне мощности ВЧ-генератора $20 \div 75$ кВт.

С использованием теории локального моделирования теплообмена [8–10] параметры дозвуковых потоков в ВЧ-плазмотроне, обтекающих цилиндрическую модель с эффективным радиусом R_m^* , были пересчитаны в [12] на скорости $V_{1\infty}$ и плотности $\rho_{1\infty}$ высокоскоростных потоков, обтекающих тела со сферическим затуплением радиуса R_b по формулам [8]:

$$V_{1\infty} = \sqrt{2h_{2e}}, \quad (1)$$

$$\rho_{1\infty} = \frac{p_{2s}}{2h_{2e}}, \quad (2)$$

$$R_b = \left(\frac{8}{3}k\right)^{1/2} \frac{\sqrt{2h_{2e}}}{V_{2s}} R_m^*, \quad k = \frac{\rho_{1\infty}}{\rho_{1sh}} \quad (3)$$

Для четырех режимов экспериментов на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 [12] соответствующие значения параметров дозвуковых высокоэнтальпийных струй и высокоскоростных течений воздуха приведены в таблицах 1 и 2.

Таблица 1

	Режимы экспериментов на ВЧ-плазмотроне			
	P1	P2	P3	P4
D , мм	30	30	50	50
N_{ap} , кВт	20	45	20	45
h_{2e} , МДж/кг	13.7	28.2	11.6	26.9
V_{2s} , м/с	553	897	191	331

Таблица 2

	Режимы входа в атмосферу			
	E1	E2	E3	E4
$V_{1\infty}$, м/с	5225	7506	4817	7335
$\rho_{1\infty}$, кг/м ³	0.000366	0.000177	0.000431	0.000186
Z , км	58.6	64.4	57.4	64
R_b , см	7.4	7.5	20.0	18.2
R_b^0 , см	9.0	10.3	22.8	21.6

3. Расчет течения и теплопередачи в химически неравновесном пограничном слое в окрестности критической точки модели

Для условий экспериментов в дозвуковых режимах ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 численное моделирование течения и теплопередачи от химически неравновесного пограничного слоя к критической точке модели реализовано в компьютерной программе Gamma [13]. Важная особенность программы Gamma – тесная интеграция с данными измерений тепловых потоков в критической точке модели и динамического давления. Программа Gamma основана на численном решении уравнений пограничного слоя для неравновесного диссоциированного воздуха (N_2 , O_2 , NO , N , O) на оси симметрии потока с учетом газофазных и каталитических реакций рекомбинации атомов O и N на поверхности модели, с учетом конечной толщины пограничного слоя и завихренности потока на его внешней границе.

Для одномерных уравнений сохранения импульса и энергии использовались граничные условия прилипания, заданная температура поверхности T_w или условие на равновесно-радиационной стенке на поверхности, а также условия на внешней границе пограничного слоя. Используется простая однопараметрическая модель рекомбинации атомов на поверхности тела, полученная в рамках следующих предположений:

- каталитическая рекомбинация атомов N и O на поверхности (S) описывается реакциями 1-го порядка: $N + N + S \Leftrightarrow N_2 + S$, $O + O + S \Leftrightarrow O_2 + S$;
- концентрация молекул NO мала, и они не участвуют в каталитических реакциях на поверхности;
- вероятность рекомбинации всех атомов на поверхности одинакова и равна эффективному коэффициенту γ_w : $\gamma_{wN} = \gamma_{wO} = \gamma_w$;
- диффузионные потоки к поверхности пропорциональны только концентрации соответствующей компоненты (модель гулардовского типа), что дает следующие выражения для массовых диффузионных потоков атомов на стенке:

$$-J_i = \rho K_{wi} C_i \quad (i = N, O) \quad (4)$$

Константы скорости гетерогенной рекомбинации K_{wN} и K_{wO} определяются через эффективные коэффициенты рекомбинации γ_{wN} и γ_{wO}

$$K_{wi} = \frac{2\gamma_{wi}}{2 - \gamma_{wi}} \sqrt{\frac{kT_w}{2\pi m_i}} \quad (i = N, O) \quad (5)$$

При постановке граничных условий для уравнений диффузии на внешней границе пограничного слоя предполагается, что течение во внешнем потоке химически равновесное.

Равновесные концентрации компонент C_{ieq} вычисляются с помощью уравнений химического равновесия для заданных значений давления и температуры (или энтальпии) на внешней границе пограничного слоя. Численное решение уравнений для безразмерной

функции тока, энтальпии и массовых концентраций компонент производится с помощью разностной схемы Петухова [14] с 4-м порядком аппроксимации. Полная система уравнений решается итерациями, для обеспечения сходимости итераций применяется метод нижней релаксации.

В результате расчетов по программе Gamma определяются профили параметров поперек пограничного слоя – энтальпии, температуры, градиента скорости, массовых концентраций компонент. Основным результатом расчета является значение теплового потока в критической точке модели q_w , зависящее от температуры стенки T_w и от заданного значения эффективного коэффициента рекомбинации атомов γ_w . Для четырех режимов работы ВЧ-плазмотрона (см. табл. 1) с помощью серии расчетов по программе Gamma определяются зависимости $q_w = q_w(T_w, \gamma_w)$, $300 \leq T_w \leq 3000$ К, $0 \leq \gamma_w \leq 1$.

4. Численное моделирование обтекания сферы высокоскоростным потоком воздуха

Для параметров, приведенных в табл. 2, численно решалась задача обтекания высокоскоростным равномерным воздушным потоком сферы с холодной поверхностью ($T_w = 300$ К) в рамках уравнений Навье–Стокса в интервале $0 \leq \gamma_w \leq 1$. Применялась технология, основанная на комплексе программ численного интегрирования уравнений Навье–Стокса [15, 16] и специальных программ-генераторов, взаимодействующих с базами данных по термодинамическим и переносным свойствам индивидуальных газовых веществ. При численном моделировании учитывались 11 нейтральных и ионизованных компонент смеси воздушной плазмы: O, N, O₂, N₂, NO, O⁺, N⁺, NO⁺, O₂⁺, N₂⁺ и e⁻. Термодинамические и термохимические данные для рассматриваемых компонент брались из [17]. Числовые значения констант химических реакций, протекающих в высокотемпературной воздушной смеси, заимствованы из [18–21]. Транспортная модель необходима для вычисления вязких потоков массы компонент, импульса и энергии в многокомпонентном газе. Молярные диффузионные потоки определялись из соотношений Стефана–Максвелла для частично ионизованной смеси газа с использованием условий квазинейтральности смеси [22]. Термодиффузией пренебрегалось. Для вычисления коэффициентов вязкости и теплопроводности газовой смеси использовались приближенные формулы Уилки–Васильевой [23].

Бинарные коэффициенты диффузии вычислялись по двухпараметрической интерполяционной формуле [24] через сечения упругих столкновений диффузионного типа атомов и молекул между собой и с ионами. Взаимодействие заряженных частиц описывается в приближении парных столкновений с использованием экранированного кулоновского потенциала. Для расчета интегралов столкновений этого типа используются аппроксимационные зависимости, приведенные в [25]. Числа Шмидта для всех компонент, необходимые при расчете коэффициентов вязкости и теплопроводности, вычислялись в предположении, что отношение значений всех сечений столкновений «вязкостного» типа к соответствующим сечениям «диффузионного» типа равно 1.1.

Рассчитанные плотности тепловых потоков в точке торможения сферы при высокоскоростном обтекании для параметров из табл. 2 сравнивались с вычисленными тепловыми потоками к холодной абсолютно каталитической поверхности модели в дозвуковых режимах обтекания цилиндрической модели с плоским торцом диаметром 20 мм диссоциированным воздухом в соответствии с табл. 1. Различие в тепловых потоках к абсолютно каталитическим стенкам достигает 10 ÷ 15%. Причина такого различия, как уже было отмечено в [26, 27], заключается в использовании в равенстве (3) формулы для градиента скорости, полученной в рамках теории тонкого ударного слоя [28]. Когда вязкий ударный слой не тонкий, в формулу для градиента скорости нужно вводить поправки на малые числа Re, как это предлагалось в [29]. Такие поправки могут быть найдены из численных решений задачи обтекания сферы высокоскоростным равномерным воздушным потоком в некотором диапазоне радиуса сферы, что предполагает дополнительный объем вычислений.

В связи с этим обстоятельством здесь предлагается, как в [26], заменить условие (3) на требование равенства тепловых потоков к холодным ($T_w = 300$ К) абсолютно каталитическим ($\gamma_{wN} = \gamma_{wO} = 1$) поверхностям в точках торможения на сфере и модели

$$q_{wcat} = q_{mcat} \quad (6)$$

При таком подходе радиус сферы R_w^0 с идеально каталитической поверхностью определяется расчетным путем из этого условия, а начальное приближение R_w берется из табл. 2. Так рассчитанные радиусы сфер R_w^0 для четырех режимов обтекания высокоскоростными потоками воздуха приведены в нижней строке табл. 2.

С использованием уточненных значений радиусов сфер рассчитаны тепловые потоки в точках торможения на сферах в гипотетических режимах № E1–E4 во всем диапазоне эффективного коэффициента рекомбинации $0 \leq \gamma_w \leq 1$ для холодной и равновесно-радиационной стенок. При этом считалось, что диффузионные потоки атомов O и N на поверхности соответственно пропорциональны массовым концентрациям этих компонентов, причем $\gamma_{wO} = \gamma_{wN} = \gamma_w$.

5. Сравнение рассчитанных тепловых потоков в точках торможения для условий экспериментов на ВЧ-плазмотроне и при входе в атмосферу

На рис. 1 и 2 для всех режимов теплообмена (см. табл. 1 и 2) на холодных поверхностях при $T_w = 300$ К представлены расчетные зависимости тепловых потоков в точках торможения на цилиндрической модели диаметра 20 мм и на четырех сферах соответствующего радиуса от эффективного коэффициента поверхностной рекомбинации атомов γ_w в нормализованном виде

$$q_w^* = \frac{q_w - q_{w0}}{q_{w\infty} - q_{w0}}, \quad (7)$$

где $q_{w\infty}$ и q_{w0} – тепловые потоки к абсолютно каталитической и некаталитической стенкам. Видно, что для холодной стенки имеет место подобие нормированных тепловых потоков во всем диапазоне $\gamma_w = 0 \div 1$.

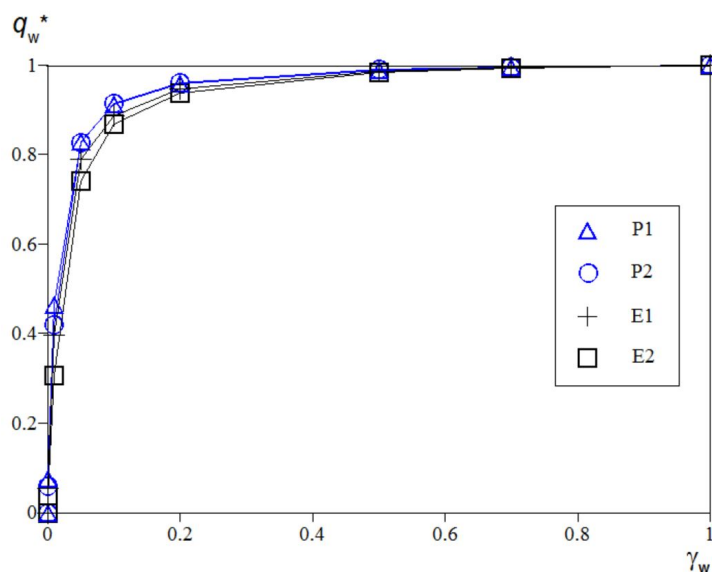


Рис. 1. Зависимость нормализованного теплового потока q_w^* от эффективного коэффициента рекомбинации γ_w . Кривые P1 и P2 – расчет для режимов ВЧ-плазмотрона; кривые E1 и E2 – расчет для соответствующих условий обтекания сферы

Ранее аналогичное свойство подобия тепловых потоков, нормированных на свои предельные значения при $\gamma_w = 0$ и 1, было установлено для случаев моделирования теплообмена на ВЧ-плазмотроне в дозвуковых [9] и сверхзвуковых потоках диссоциированного воздуха [26] и углекислого газа [27]. Этот результат подтверждает формулу работы [9] для экстраполяции полученного в эксперименте теплового потока к модели q_w^e на соответствующие условия обтекания сферы

$$q_w^f = \left(q_w^e - q_{w_0}^e \right) \times \frac{q_{w_\infty}^f - q_{w_0}^f}{q_{w_\infty}^e - q_{w_0}^e} + q_{w_0}^f \quad (8)$$

Здесь верхние индексы e и f относятся к условиям эксперимента и входа в атмосферу. Естественно, экстраполяция (8), предложенная впервые в [9], возможна, если вычислены четыре предельные значения тепловых потоков $q_{w_\infty}^{e,f}$ и $q_{w_0}^{e,f}$. Заметим, что если в (8) в качестве q_w^e подставить измеренное в эксперименте [12] значение теплового потока к медной охлаждаемой поверхности ($T_w = 300$ К) цилиндрической модели с плоским торцом радиуса 10 мм, обтекаемой дозвуковой струей диссоциированного воздуха в выбранном режиме, то в результате получим значение теплового потока к некоей гипотетической медной охлаждаемой поверхности сферы, обтекаемой высокоскоростным потоком воздуха при соответствующих траекторных параметрах.

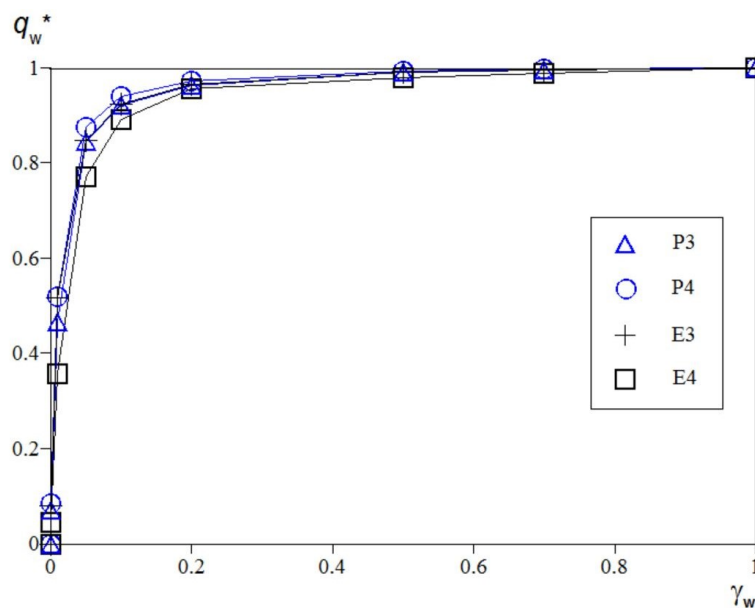


Рис. 2. Зависимость нормализованного теплового потока q_w^* от эффективного коэффициента рекомбинации γ_w . Кривые P3 и P4 – расчет для режимов ВЧ-плазмотрона, кривые E3 и E4 – расчет для соответствующих условий обтекания сферы

Следует отметить интересное свойство качественно разных высокоэнтальпийных течений воздуха, связанных условиями моделирования (1)–(3). Если рассматривать эти условия как некоторое преобразование гидродинамических переменных, то при таком преобразовании в случае холодной стенки имеет место инвариант q_w^* (8).

Из зависимостей $q_w(\gamma_w)$, полученных в расчетах, следует, что плотности тепловых потоков к модели в дозвуковой струе плазмотрона и к сфере при высокоскоростном обтекании хорошо согласуются для высококаталитических поверхностей ($0.2 \leq \gamma \leq 1$), но с уменьшением γ_w разница в тепловых потоках увеличивается. Основная причина различий кон-

вективных потоков в случае некаталитической стенки – разница температур на внешних границах пограничных слоев на сфере и модели. В режимах E1–E4 обтекания сферы высокоскоростным потоком воздуха течение на внешней границе пограничного слоя неравновесное и температура T_e существенно выше, чем при обтекании модели дозвуковой струей в плазматроне в режимах P1–P4, когда течение вне пограничного слоя равновесное. Поскольку тепловой поток к некаталитической поверхности определяется перепадом температур $T_e - T_w$, значение q_w при $\gamma_w = 0$ будет выше при обтекании сферы высокоскоростным потоком воздуха, чем при дозвуковом обтекании модели в ВЧ-плазматроне.

Изложенный выше расчетный подход использован для анализа точности моделирования тепловых потоков в точке торможения на равновесно излучающей стенке (степень черноты поверхности $\varepsilon = 0.85$) с граничным условием для теплового потока

$$q_{m,w} = \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (9)$$

На рис. 3 и 4 приведены расчетные зависимости температуры равновесно излучающей стенки T_{wr} от γ_w для режимов теплообмена P1-P4 в дозвуковых высокоэнтальпийных струях воздуха плазматрона ВГУ-4 и E1-E4 в высокоскоростных потоках холодного воздуха.

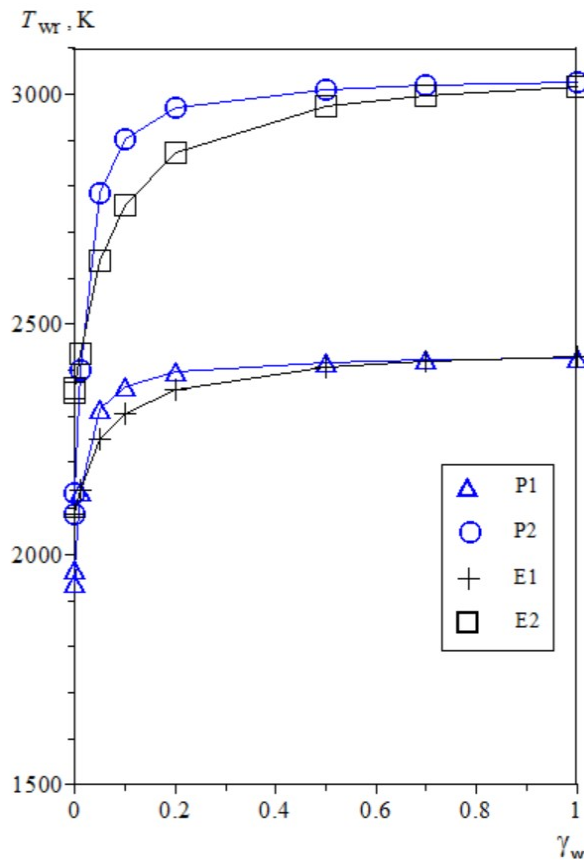


Рис. 3. Зависимость температуры T_{wr} равновесно излучающей стенки от эффективного коэффициента рекомбинации γ_w . Кривые P1 и P2 – расчет для режимов ВЧ-плазматрона, кривые E1 и E2 – расчет для соответствующих условий обтекания сферы

Для высококаталитических поверхностей при $\gamma_w > 0.4$ имеет место хорошее согласие зависимостей T_{wr} от γ_w для всех вариантов. С уменьшением γ_w различия T_{wr} в точках торможения при дозвуковом и сверхзвуковом обтекании модели и сферы увеличиваются, достигая 12 % на некаталитических стенках. В целом, соответствие абсолютных значений T_{wr}

во всем диапазоне $\gamma_w = 0 \div 1.0$ удовлетворительное, причем при меньших значениях энтальпии это соответствие лучше, чем при больших величинах h_e .

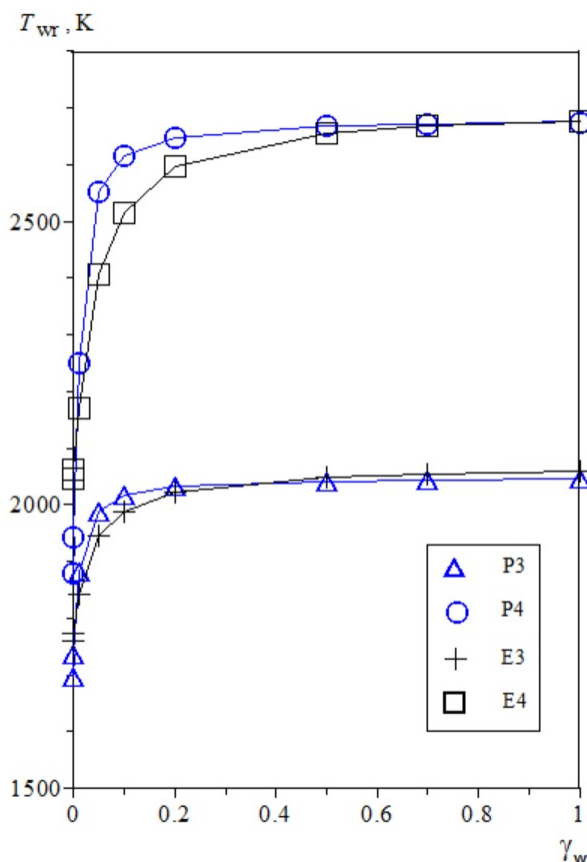


Рис. 4. Зависимость температуры T_{wr} равносено излучающей стенки от эффективного коэффициента рекомбинации γ_w . Кривые P3 и P4 – расчет для режимов ВЧ-плазмотрона, кривые E3 и E4 – расчет для соответствующих условий обтекания сферы

Подчеркнем, что в настоящей работе все аэротермодинамические и гидродинамические параметры потоков высокоэнтальпийного воздуха для условий экспериментов на ВЧ-плазмотроне [12] и соответствующих им гипотетических режимов входа сферы в атмосферу рассчитаны на основе различных численных методов и различных баз данных по термодинамическим, кинетическим и переносным свойствам [13, 16].

6. Заключение

Для условий экспериментов по теплообмену в дозвуковых высокоэнтальпийных струях воздуха для четырех режимов ВЧ-плазмотрона рассчитаны тепловые потоки к цилиндрической модели с плоским носком радиуса 10 мм. Получены зависимости тепловых потоков от эффективного коэффициента каталитической рекомбинации атомов γ_w в точке торможения для водоохлаждаемой поверхности ($T_w = 300$ К) и равносено-радиационной стенки. Для четырех вариантов входа в атмосферу выполнены расчеты обтекания гипотетических сфер с холодной и равносено-радиационной поверхностью высокоскоростными потоками воздуха, параметры которых связаны с параметрами экспериментов в дозвуковых струях ВЧ-плазмотрона необходимыми условиями локального моделирования конвективного теплообмена. Установлено, что нормированные зависимости тепловых потоков к холодной поверхности в точках торможения на модели и сфере от эффективного коэффициента γ_w для условий экспериментов на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 и входа в атмосферу Земли,

связанных условиями локального моделирования теплообмена, подобны. Это ведет к формуле для экстраполяции экспериментально измеренного теплового потока к холодной поверхности в точке торможения на модели на соответствующие условия обтекания сферы. В четырех случаях радиационно-равновесной стенки рассчитанные температуры поверхности модели и сферы, обтекаемых качественно разными дозвуковыми и высокоскоростными потоками воздуха, хорошо согласуются для высококаталитических поверхностей и удовлетворительно для низкокatalитических.

Для экспериментальной практики моделирования аэродинамического нагрева важно, что настоящие результаты подтверждают возможность корректного прогнозирования температуры поверхности затупленного тела в окрестности точки торможения при входе в атмосферу на базе экспериментальных данных по теплообмену, полученных в дозвуковых высокоэнтальпийных струях воздуха ВЧ-плазмотрона.

Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена по темам государственных заданий (№ госрегистрации АААА-А16-116021110205-0 и АААА-А20-120011690135-5) при частичной поддержке гранта РФФИ № 20-01-00056.

Литература

1. Gordeev A.N., Kolesnikov A.F., Yakushin M.I. An Induction Plasma Application to "Buran's" Heat Protection Tiles Ground Tests // *SAMPE Journal*. 1992. Vol. 28. No. 3. Pp. 29–33.
2. Залогин Г.Н., Землянский Б.А., Кнотько В.Б., Мурзинов И.Н., Румынский А.Н., Кузьмин Л.А. Высокочастотный плазмотрон – установка для исследований аэрофизических проблем с использованием высокоэнтальпийных газовых потоков // *Космонавтика и ракетостроение*. 1994. № 2. С. 22–32.
3. Жестков Б.Е. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов // *Ученые записки ЦАГИ*. 2014. Т. XLV. № 5. С. 62–77.
4. Chazot O., Krassilchikoff H.V., Thomel J. TPS Ground Testing in Plasma Wind Tunnel for Catalytic Properties Determination. 46th AIAA Aerospace Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2008-1252, Jan. 2008. <https://doi.org/10.2514/6.2008-1252>
5. Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Kurtz H., Laux T., Winter M. Operational Behavior of Inductively Heated Plasma Source IPG-3 for Entry Simulations//*J. Thermophys. Heat Trans.* 2002. V. 16. No. 3. <https://doi.org/10.2514/2.6698>
6. Bourdon A., Bultel A., Desportes A., van Ootegem B., Vervisch P. Catalycity Studies of TPS in a 90kW Plasmatron at CORIA. Presented at the 2nd International Symposium “Atmospheric Reentry Vehicles and Systems”, Arcachon (France), March 26-29, 2001.
7. Fletcher D.G., Meyers J.M. Surface Catalyzed Reaction Efficiencies in Oxygen Plasmas from Laser Induced Fluorescence Measurements//*J. Thermophys. Heat Trans.* 2017. Vol. 31. No. 2. Pp. 410–420. <https://doi.org/10.2514/1.T4923>
8. Колесников А.Ф. Условия моделирования в дозвуковых течениях теплопередачи от высокоэнтальпийного потока к критической точке затупленного тела // *Изв. РАН МЖГ*. 1993. № 1. С. 172–180.
9. Kolesnikov A.F. The Concept of Local Simulation for Stagnation Point Heat Transfer in Hypersonic Flows: Applications and Validation. AIAA 2000-2515. 2000. <https://doi.org/10.2514/6.2000-2515>
10. Колесников А.Ф. Условия локального подобия термохимического взаимодействия высокоэнтальпийных потоков газов с неразрушаемой поверхностью//*ТВТ*. 2014. Т. 52. № 1. С. 118–125. <https://doi.org/10.7868/S004036441306015X>

11. Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Васильевский С.А. Моделирование нагрева в критической точке и определение каталитической активности поверхности для спускаемого аппарата «EXPERT» // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т. 9. <http://chemphys.edu.ru/issues/2010-9/articles/123/>
12. Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Васильевский С.А., Тептеева Е.С. Влияние геометрии разрядного канала ВЧ-плазмотрона на теплообмен в высокоэнтальпийных дозвуковых струях воздуха // ТВТ. 2019. Т. 57. № 4. С. 509–517. <https://doi.org/10.1134/S0040364419040112>
13. Васильевский С.А., Колесников А.Ф. Численное исследование течений и теплообмена в индукционной плазме высокочастотного плазмотрона // Энциклопедия низкотемпературной плазмы. Серия Б. Том VII-1. Часть 2. М., изд-во Янус-К. 2008. С. 220–234.
14. Петухов И.В. Численный расчет двумерных течений в пограничном слое // В сб. «Численные методы решения дифференциальных и интегральных уравнений и квадратурные формулы». М.: Наука. 1964. С. 304–325.
15. Afonina N.E., Gromov V.G., Sakharov V.I. HIGHTEMP technique of high temperature gas flows numerical simulations // Proc. 5th Europ. Symp. on Aerothermodyn. Space Vehicles. Cologne, Germany, 2004. SP 563. Noordwijk: ESTEC, 2004. Pp. 323–328.
16. Сахаров В.И. Численное моделирование термически и химически неравновесных течений и теплообмена в недорасширенных струях индукционного плазмотрона // Изв. РАН МЖГ. 2007. № 6. С. 157–168.
17. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочное издание. М.: Наука, 1978. Т.1. Кн. 1. 495с; Т.1. Кн. 2. 327 с.
18. Ибрагимова Л.Б., Смехов Г.Д., Шаталов О.П. Константы скорости диссоциации двухатомных молекул в термически равновесных условиях // Изв. РАН МЖГ. 1999. № 1. С. 181–186.
19. Лосев С.А., Макаров В.Н., Погосбекян М.Ю. Модель физико-химической кинетики за фронтом очень сильной ударной волны в воздухе // Изв. РАН МЖГ. 1995. №2. С. 169–182. <https://doi.org/10.1007/BF02029844>
20. Park C. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions, I: Earth Entries // J. Thermophys. Heat Trans. 1993. Vol.7. No. 3. Pp. 385–398 <https://doi.org/10.2514/3.431>
21. Losev S.A., Makarov V.N., Pogosbekyan M. Ju., Shatalov O.P., Nikol'sky V.S. Thermochemical nonequilibrium kinetic models in strong shock waves on air // AIAA Paper. 1990. № 1994. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1994-1990>
22. Гиршфельдер Дж., Кертисс Ч., Берд Р. Молекулярная теория газов и жидкостей. М.: Изд-во иностр. лит., 1961. 929 с.
23. Reid R.C., Prausnitz J.M., Sherwood T.K. The Properties of Gases and Liquids, McGraw-Hill, N. Y.: 1977. 688 p.
24. Afonina N.E., Gromov V.G. Thermochemical nonequilibrium computations for a MARS express probe // Proc. 3rd Europ. Symp. Aerothermodynam. Space Vehicles, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands. 1998. Pp. 179–186.
25. Гордеев О.А., Калинин А.П., Комов А.Л., Люстерник В.Е., Самуйлов Е.В. Обзоры по теплофизическим свойствам веществ. ТФИЦ-М: ИВТАН, 1985. №5 (55). 100 с.
26. Колесников А.Ф., Сахаров В.И. Подобие теплообмена модели в недорасширенных струях диссоциированного воздуха в ВЧ-плазмотроне и при обтекании сферы высокоскоростным потоком в атмосфере // Изв. РАН МЖГ. 2016. № 3. С. 110–116. <https://doi.org/10.7868/S0568528116030099>
27. Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Сахаров В.И. Теплообмен в недорасширенных неравновесных струях диссоциированного углекислого газа: эксперимент на индукционном плазмотроне и экстраполяция на условия входа в атмосферу Марса // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/238/>
28. Лунев В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. М.: Машиностроение. 1975. 328 с.

29. Колесников А.Ф., Якушин М.И. Условия моделирования конвективного теплообмена тел с гиперзвуковыми потоками на индукционных плазмотронах // ТВТ. 1988. Т. 26. № 4. С. 742–750.

References

1. Gordeev, A. N., Kolesnikov, A. F., Yakushin, M. I., “An Induction Plasma Application to "Buran's" Heat Protection Tiles Ground Tests,” *SAMPE Journal*, Vol. 28, No. 3, 1992, pp. 29–33.
2. Zalogin, G. N., Zemljanskij, B. A., Knot'ko, V. B., Murzinov, I. N., Rumynskij, A. N., Kuz'min, L. A., “Vysokochastotnyj plazmotron – ustanovka dlja issledovanij ajerofizicheskikh problem s ispol'zovaniem vysokojental'pijnyh gazovyh potokov,” *Kosmonavtika i raketostroenie (Space and rocket science)*, No. 2, 1994, pp. 22–32.
3. Zhestkov, B. E., “Issledovanie termohimicheskoj ustojchivosti teplozashhitnyh materialov,” *Uchenye zapiski CAGI*, Vol. XLV, No. 5, 2014, pp. 62–77.
4. Chazot, O., Krassilchikoff, H. V., Thomel, J., “TPS Ground Testing in Plasma Wind Tunnel for Catalytic Properties Determination,” *46th AIAA Aerospace Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 2008-1252, Jan. 2008. <https://doi.org/10.2514/6.2008-1252>
5. Herdrich, G., Auweter-Kurtz, M., Kurtz, H., Laux, T., Winter, M., “Operational Behavior of Inductively Heated Plasma Source IPG-3 for Entry Simulations,” *J. Thermophys. Heat Trans.*, Vol. 16, No. 3, 2002. <https://doi.org/10.2514/2.6698>
6. Bourdon, A., Bultel, A., Desportes, A., van Ootegem, B., Vervisch, P., “Catalycity Studies of TPS in a 90kW Plasmatron at CORIA,” Presented at the *2nd International Symposium "Atmospheric Reentry Vehicles and Systems*, Arcachon, France, March 26-29, 2001.
7. Fletcher, D. G., Meyers, J. M., “Surface Catalyzed Reaction Efficiencies in Oxygen Plasmas from Laser Induced Fluorescence Measurements,” *J. Thermophys. Heat Trans.*, Vol. 31, No. 2, 2017, pp. 410–420. <https://doi.org/10.2514/1.T4923>
8. Kolesnikov, A. F., “Uslovija modelirovanija v dozvukovyh techenijah teploperedachi ot vysokojental'pijnogo potoka k kriticheskoj tochke zatuplennogo tela,” *Izv. RAN MZhG*, No. 1, 1993, pp. 172–180.
9. Kolesnikov, A. F., “The Concept of Local Simulation for Stagnation Point Heat Transfer in Hypersonic Flows: Applications and Validation,” *21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, AIAA Paper 2000-2515, June 2000. <https://doi.org/10.2514/6.2000-2515>
10. Kolesnikov, A. F., “Uslovija lokal'nogo podobija termohimicheskogo vzaimodejstvija vysokojental'pijnyh potokov gazov s nerazrushaemoj poverhnost'ju,” *TVT (High Temperature)*, Vol. 52, No. 1, 2014, pp. 118–125. <https://doi.org/10.7868/S004036441306015X>
11. Kolesnikov, A. F., Gordeev, A. N., Vasil'evskij, S. A., “Modelirovanie nagreva v kriticheskoj tochke i opredelenie kataliticheskoj aktivnosti poverhnosti dlja spuskaemogo apparata «EXPERT»,” *Fiziko-himicheskaja kinetika v gazovoj dinamike (Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics)*, Vol. 9, 2010. <http://chemphys.edu.ru/issues/2010-9/articles/123/>
12. Kolesnikov, A. F., Gordeev, A. N., Vasil'evskij, S. A., Tepiteeva, E. S., “Vlijanie geometrii razrjadnogo kanala VCh-plazmotrona na teploobmen v vysokojental'pijnyh dozvukovyh strujah vozduha,” *TVT (High Temperature)*, Vol. 57, No. 4, 2019, pp. 509–517. <https://doi.org/10.1134/S0040364419040112>
13. Vasil'evskij, S. A., Kolesnikov, A. F., “Chislennoe issledovanie techenij i teploobmena v indukcionnoj plazme vysokochastotnogo plazmotrona,” *Jenciklopedija nizkotemperaturnoj plazmy (Encyclopedia of low-temperature plasma)*, Serija B, Vol. VII-1, No. 2. M., Izd-vo Janus-K, 2008, pp. 220–234.
14. Petuhov, I. V., “Chislennyj raschet dvumernyh techenij v pogranichnom sloe,” V sb. *Chislennye metody reshenija differencial'nyh i integral'nyh uravnenij i kvadraturnye formuly (Numerical methods for solving differential and integral equations and quadrature formulas)*, M.: Nauka, 1964, pp. 304–325.

15. Afonina, N. E., Gromov, V. G., Sakharov, V. I., "HIGHTEMP technique of high temperature gas flows numerical simulations," *Proc. 5th Europ. Symp. on Aerothermodyn. Spase Vehicles*, Cologne, Germany, 2004. SP 563. Noordwijk: ESTEC, 2004, pp. 323–328.
16. Saharov, V. I., "Chislennoe modelirovanie termicheski i himicheski neravnovesnyh techenij i teploobmena v nedorasshirenyh strujah indukcionnogo plazmotrona," *Izv. RAN MZhG*, Vol. 6, 2007, pp. 157–168.
17. *Termodinamicheskie svojstva individual'nyh veshhestv. Spravochnoe izdanie* (Thermodynamic properties of individual substances. Reference book), M.: Nauka, Vol. 1, No. 1, 1978, 495 p; Vol. 1, No. 2, 327 p.
18. Ibragimova, L. B., Smehov, G. D., Shatalov, O. P., "Konstanty skorosti dissociacii dvuhatomnyh molekul v termicheski ravnovesnyh uslovijah," *Izv. RAN MZhG*, No. 1, 1999, pp. 181–186.
19. Losev, S. A., Makarov, V. N., Pogosbekjan, M. Ju., "Model' fiziko-himicheskoj kinetiki za frontom ochen' sil'noj udarnoj volny v vozduhe," *Izv. RAN MZhG*, No. 2, 1995, pp. 169–182. <https://doi.org/10.1007/BF02029844>
20. Park, C., "Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions, I: Earth Entries," *J. Thermophys. Heat Trans.*, Vol. 7, No. 3, 1993, pp. 385–398. <https://doi.org/10.2514/3.431>
21. Losev, S. A., Makarov, V. N., Pogosbekyan, M. Ju., Shatalov, O. P., Nikol'sky, V. S., "Thermochemical nonequilibrium kinetic models in strong shock waves on air," *6th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*, AIAA Paper 1994-1990. June 1994p. <https://doi.org/10.2514/6.1994-1990>
22. Girshfelder, Dzh., Kertiss, Ch., Berd, R., *Molekuljarnaja teorija gazov i zhidkostej* (Molecular theory of gases and liquids), M.: Izd-vo inostr. lit., 1961, 929 p.
23. Reid, R. C., Prausnitz, J. M., Sherwood, T. K., *The Properties of Gases and Liquids*, McGraw-Hill, N. Y.: 1977, 688 p.
24. Afonina, N. E., Gromov, V. G., "Thermochemical nonequilibrium computations for a MARS express probe," *Proc. 3rd Europ. Symp. Aerothermodynam. Space Vehicles*, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 1998, pp. 179–186.
25. Gordeev, O. A., Kalinin, A. P., Komov, A. L., Ljusternik, V. E., Samujlov, E. V. *Obzory po teplofizicheskim svojstvam veshhestv* (Reviews of the thermophysical properties of substances), TFC-M: IVTAN, No. 5 (55), 1985, 100 p.
26. Kolesnikov, A. F., Saharov, V. I., "Podobie teploobmena modeli v nedorasshirenyh strujah dissociirovannogo vozduha v VCh-plazmotrone i pri obtekanii sfery vysokoskorostnym potokom v atmosfere," *Izv. RAN MZhG*, No. 3, 2016, pp. 110–116. <https://doi.org/10.7868/S0568528116030099>
27. Kolesnikov, A. F., Gordeev, A. N., Saharov, V. I., "Teploobmen v nedorasshirenyh neravnovesnyh strujah dissociirovannogo uglekislogo gaza: jeksperiment na indukcionnom plazmotrone i jekstrapoljacija na uslovija vhoda v atmosferu Marsa," *Fiziko-himicheskaja kinetika v gazovoj dinamike (Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics)*, Vol. 15, No. 4, 2014. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/238/>
28. Lunev, V. V., *Giperzvukovaja ajerodinamika* (Hypersonic aerodynamics), M.: Mashinostroenie, 1975, 328 p.
29. Kolesnikov, A. F., Jakushin, M. I., "Uslovija modelirovanija konvektivnogo teploobmena tel s giperzvukovymi potokami na indukcionnyh plazmotronah," *TVT (High Temperature)*, Vol. 26, No. 4, 1988, pp. 742–750.

Статья поступила в редакцию 28 октября 2020 г.