

Study the Influence of Model Shapes and Various Boundary Conditions on their Surfaces on Convective Heat Flows in Supersonic Dissociated Air Jets in an HF Plasma Torch

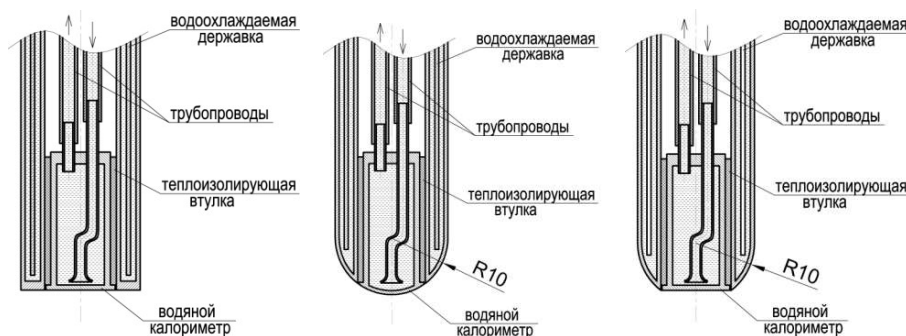
V. I. Sakharov

*Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University,
Moscow, 119192, Russia
sakharov@imec.msu.ru*

Abstract

For experimental conditions on heat transfer in underexpanded dissociated air jets, three water-cooled copper cylindrical models with a diameter of 20 mm and various geometries (flat-end, spherical nose, rounded-edge, and flat nose) were numerically simulated using the Navier-Stokes equations. The flow around these models was simulated by multicomponent, nonequilibrium dissociated air, taking into account chemical reactions in the flow and on the cold surface. The studies were conducted in underexpanded high-enthalpy air jets flowing from water-cooled conical nozzles with exit cross-section diameters of 40 and 50 mm at a submerged pressure of 8.5 hPa, an air flow rate of 3.6 g/s, and an anode power of the plasma torch's RF generator of 64 kW. Heat fluxes in the nose of the models were measured using flow-through stationary calorimeters with a flat or spherical copper heat-receiving surface. The distance between the forward stagnation point of the model and the nozzle exit was 30 mm in all experiments. Satisfactory agreement was achieved between the experimental and calculated heat flux densities at the stagnation point for an effective heterogeneous recombination coefficient of $\gamma = 0.1$ and a model of the staged heterogeneous kinetics of the interaction of dissociated air with a copper surface. Both models use one free parameter, varying which allows heat flux densities in the vicinity of the stagnation point to be obtained that are identical to the experimental values and to each other, although in the second model, this parameter, unlike in the first, has a clear physical meaning.

Keywords: inductive RF plasmatron, supersonic jets of dissociated air, heat fluxes at the stagnation point, numerical modelling, catalytic recombination of atoms.



Copper water-cooled cylindrical models with a diameter of $d_m = 20$ mm, equipped with flow-through stationary heat flow sensors

УДК 533.6.011.8

Исследование влияния форм моделей и различных граничных условий на их поверхностях на конвективные тепловые потоки в сверхзвуковых струях диссоциированного воздуха в ВЧ-плазмотроне

В. И. Сахаров

*Научно-исследовательский Институт механики МГУ имени М.В. Ломоносова,
Россия, Москва, 119192, Мичуринский проспект д.1,
sakharov@imec.msu.ru*

Аннотация

Для условий экспериментов по теплообмену в недорасширенных струях диссоциированного воздуха для трех медных водоохлаждаемых цилиндрических моделей диаметром 20 мм различной геометрии: с плоским торцом, со сферической носовой частью, со скругленной кромкой и плоским притуплением носовой части выполнено численное моделирование их обтекания в рамках уравнений Навье – Стокса многокомпонентным неравновесно диссоциированного воздуха с учетом химических реакций в потоке и на холодной поверхности. Исследования проводились в недорасширенных струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из водоохлаждаемых конических сопел с диаметрами выходных сечений 40 и 50 мм при давлении в затопленном пространстве 8.5 гПа, расходе воздуха 3.6 г/с и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 64 кВт. Тепловые потоки в носовой части моделей в экспериментах измерялись проточными стационарными калориметрами с плоской или сферической тепловоспринимающей поверхностью из меди. Расстояние между передней критической точкой моделей и срезом сопла во всех экспериментах составляло 30 мм. Получено удовлетворительное согласие экспериментальных и расчетных данных по плотностям тепловых потоков в точке торможения при эффективном коэффициенте гетерогенной рекомбинации $\gamma_w = 0.1$ и модели постадийной гетерогенной кинетики взаимодействия диссоциированного воздуха с поверхностью меди. В обеих моделях используется по одному свободному параметру, вариация которых позволяет получить плотности тепловых потоков в окрестности точки торможения одинаковые с экспериментальными значениями и друг с другом, хотя во второй модели этот параметр, в отличие от первой, имеет ясный физический смысл.

Ключевые слова: индукционный ВЧ-плазмотрон, сверхзвуковые струи диссоциированного воздуха, тепловые потоки в точке торможения, численное моделирование, каталитическая рекомбинация атомов.

1. Введение

Индукционные ВЧ-плазмотроны 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. Преимущества ВЧ-плазмотронов заключаются в том, что они позволяют в непрерывном режиме работы получать до- и сверхзвуковые потоки чи-

стой 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 [2–4].

Широкие возможности для локального моделирования аэродинамического нагрева в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха предоставляет 100-киловаттный ВЧ-плазмотрон ВГУ-4 (ИПМех РАН) [1, 6]. Полную энтальпию и давление торможения можно плавно регулировать в диапазонах $5 \div 50$ МДж/кг и $0.02 \div 1$ атм. 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.

Цель данной работы заключается в численном исследовании теплообмена водоохлаждаемых моделей различной формы со сверхзвуковыми струями диссоциированного воздуха для условий, реализуемых на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 при работе с коническими соплами с диаметром выходных сечений 40 и 50 мм. Тепловые потоки рассчитывались в окрестности критической точки на трех медных водоохлаждаемых цилиндрических моделях диаметром 20 мм: с плоским торцом, со сферической носовой частью, со скругленной кромкой и плоским притуплением носовой части при использовании различных граничных условий на поверхностях датчиков.

2. Эксперименты на плазмотроне ВГУ-4

Эксперименты по теплообмену проводились в Институте проблем механики РАН имени А. Ю. Ишлинского на 100-киловаттном высокочастотном индукционном плазмотроне ВГУ-4 [1, 6]. Тепловые потоки в недорасширенных струях диссоциированного воздуха были получены в лаборатории взаимодействия плазмы и излучения с материалами на трех медных водоохлаждаемых цилиндрических моделях диаметром $d_m = 20$ мм (рис. 1): с плоским торцом (рис. 1, а), со сферической носовой частью (рис. 1, б), со скругленной кромкой и плоским притуплением носовой части (рис. 1, в) и опубликованы в [8].

При численном решении задачи граничными условиями для диффузионных потоков атомарных и молекулярных компонентов на торцевой поверхности модели использовались следующие соотношения для модели Гуларда [7]:

$$J_A = -\frac{2\gamma_w}{2-\gamma_w} \cdot \sqrt{\frac{kT_w}{2\pi m_A}} \cdot \frac{\rho \cdot c_A}{m_A}, \quad J_{A_2} = -0.5 \cdot J_A$$

Принималось, что поверхность модели имеет заданную температуру T_w и характеризуется эффективным коэффициентом каталитической рекомбинации атомов γ_w ; m_A – молекулярный вес атомарной компоненты; c_A – массовая концентрация атомарной компоненты; k – постоянная Больцмана; ρ – поверхностная плотность воздушной смеси, а для модели постадийной гетерогенной кинетики выражения, приведены в [9, 10].

Результаты сравнения экспериментальных данных и расчетов для модели с граничными условиями с показателем γ_w по модели Гуларда приведены в [8].

Для измерений теплового потока в носовой части моделей устанавливались проточные стационарные датчики (калориметры) [5] с плоской или сферической тепловоспринимающей поверхностью из меди. Диаметр тепловоспринимающей поверхности калориметров составлял $11.7 \div 11.8$ мм.

Эксперименты и расчеты по определению тепловых потоков в сверхзвуковых режимах плазмотрона ВГУ-4 проводились в недорасширенных струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из водоохлаждаемых конических сопел с диаметрами выходных сече-

ний $D = 40$ и 50 мм при давлении в затопленном пространстве $P_\infty = 8.5$ гПа, расходе воздуха $G = 3.6$ г/с и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию $N = 64$ кВт. Расстояние между передней критической точкой модели и срезом сопла во всех экспериментах составляло $Z = 30$ мм.

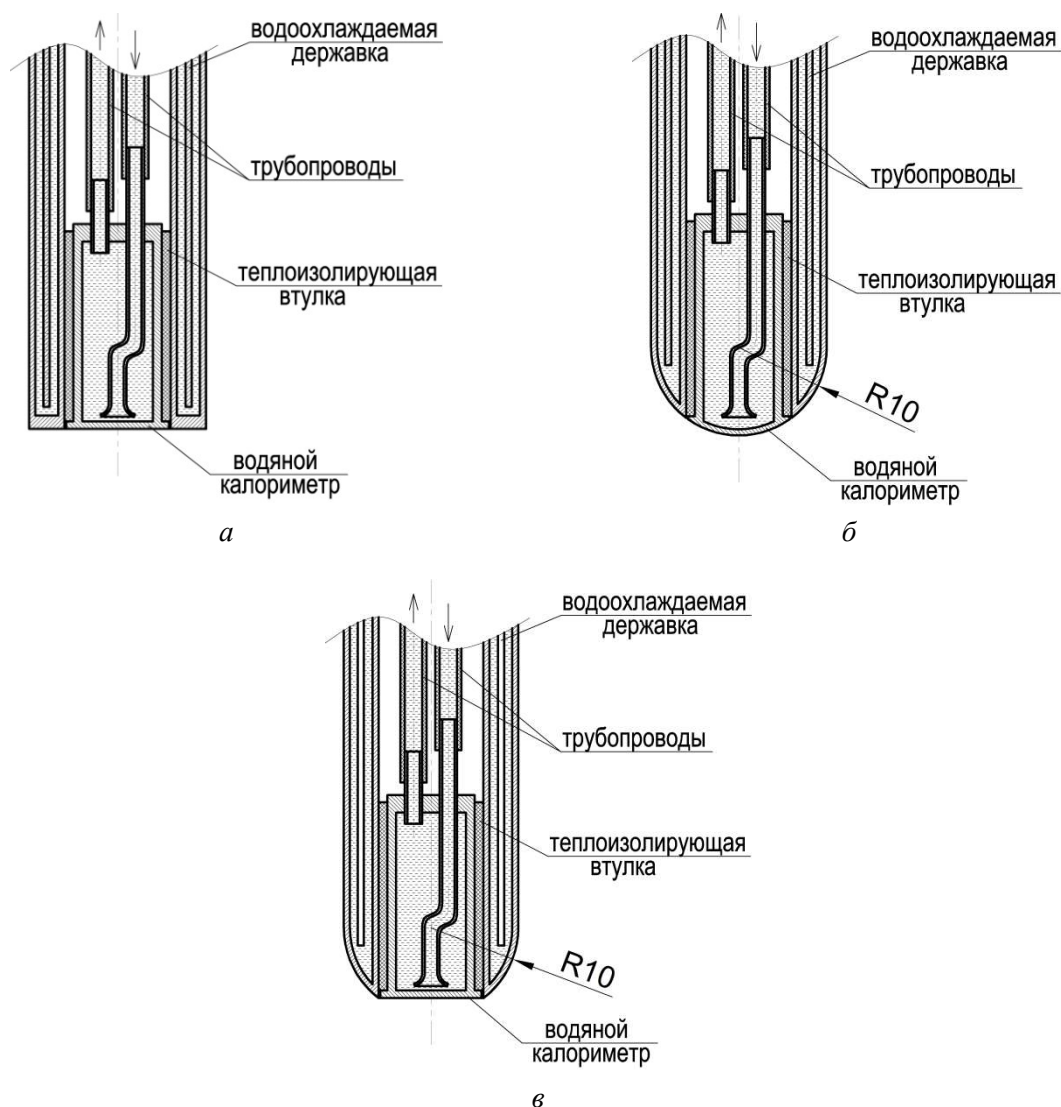


Рис. 1. Медные водоохлаждаемые цилиндрические модели диаметром $d_m = 20$ мм, оснащенные проточными стационарными датчиками теплового потока (калориметрами)

3. Численное моделирование

Для условий экспериментов на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 численно решались задачи обтекания моделей трех различных форм с холодной поверхностью ($T_w = 300$ К) сверхзвуковыми неравновесными струями диссоциированного воздуха в рамках уравнений Навье–Стокса в интервале $0 \leq \gamma_w \leq 1$. Применялась технология, основанная на комплексе программ численного интегрирования уравнений Навье–Стокса [11, 12] и специальных программ-генераторов, взаимодействующих с базами данных по термодинамическим и переносным свойствам индивидуальных газовых веществ. При численном моделировании учитывались 11 нейтральных и ионизованных компонентов смеси воздушной плазмы: O, N, O₂, N₂, NO, O⁺, N⁺, NO⁺, O₂⁺, N₂⁺ и e⁻. Термодинамические и термохимические данные для рассматриваемых компонентов брались из [13]. Числовые значения констант химических реакций, протекающих в высокотемпературной воздушной смеси, заимствованы из [14–17]. Транс-

портная модель необходима для вычисления вязких потоков массы компонентов, импульса и энергии в многокомпонентном газе. Молярные диффузионные потоки определялись из соотношений Стефана – Максвелла для частично ионизованной смеси газа с использованием условий квазинейтральности смеси [18]. Термодиффузией пренебрегалось. Для вычисления коэффициентов вязкости и теплопроводности газовой смеси использовались приближенные формулы Уилки – Васильевой [19].

Бинарные коэффициенты диффузии вычислялись по двухпараметрической интерполяционной формуле [20] 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 [21]. Числа Шмидта для всех компонентов, 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.

4. Результаты экспериментов и сравнение с расчетами

В работе [8] приведено сравнение экспериментальных и расчетных картин обтекания недорасширенными струями воздушной плазмы цилиндрических моделей со скругленной кромкой и плоским притуплением носовой части (см. рис. 1, в) и со сферической носовой частью (см. рис. 1, б). Наблюдалось приемлемое совпадение экспериментальных и расчетных картин обтекания моделей как около лобовой части, так и у боковой поверхности моделей. Для модели с плоским торцом подобное качественное сравнение картин обтекания на различных режимах проводилось ранее [6].

Рассчитанные для модели граничных условий при $\gamma_w = 0.1$ и приведенные в [8] плотности тепловых потоков в точке торможения для трех форм моделей при высокоскоростном обтекании сравнивались с измеренными тепловыми потоками.

В таблицах 1 и 2 приведены значения плотностей полных тепловых потоков в окрестности критической точки для модели постадийной гетерогенной кинетики (столбцы 4), экспериментальные значения (столбцы 2) и рассчитанные по модели Гуларда (столбцы 3) [8]. Все расчеты с использованием модели Гуларда проведены для значения параметра $\gamma_w = 0.1$, а для модели постадийной гетерогенной кинетики при $S_0 = 4.14$ е, как отвечающие лучшему совпадению расчетных и экспериментальных значений по теплообмену. Как отмечено в работах [4, 12, 22–23], в которых тепловые потоки к моделям с торцевыми затуплениями измерялись с точностью до 5 %, как в сторону их завышения, так и занижения. Отметим, что значения тепловых потоков, измеренные в точке торможения, для всех рассмотренных вариантов, представленных в таблицах 1 и 2, хорошо согласуются с расчетными значениями для двух моделей граничных условий.

5. Заключение

Для условий экспериментов по теплообмену на установке ВГУ-4 в сверхзвуковых высокоэнthalпийных недорасширенных струях воздуха для трех цилиндрических моделей диаметром 20 мм из меди с плоским торцом, со сферической носовой частью, со скругленной кромкой и плоским притуплением носовой части рассчитаны плотности тепловых потоков в носовой части при использовании модели Гуларда и модели постадийной гетерогенной кинетики взаимодействия диссоциированного воздуха с поверхностью меди. При этом отклонение экспериментальных значений от расчетных находилось в пределах $7 \div 8$ %, что допустимо с учетом оценки погрешности метода измерений с использованием стационарных проточных датчиков теплового потока в $5 \div 10$ %.

Таблица 1

Тепловые потоки к холодным медным поверхностям моделей различной формы для различных граничных условий на их поверхностях в недорасширенных струях воздушной плазмы, истекающих из водоохлаждаемого конического сопла диаметром 40 мм

Модель	Измеренная плотность теплогового потока q_{exp} , Вт/см ²	Расчетная плотность теплогового потока q_{calc} , Вт/см ²	Расчетная плотность теплогового потока Вт/см ($S_0 = 4.14 \text{ e}$)
Цилиндр диаметром 20 мм с плоским торцом	509	479.88	477.78
Цилиндр диаметром 20 мм со скругленной кромкой и плоским притуплением носовой части	537	547.11	550.72
Цилиндр диаметром 20 мм со сферической носовой частью	587	558.64	559.88

Таблица 2

Тепловые потоки к холодным медным поверхностям моделей различной формы для различных граничных условий на их поверхностях в недорасширенных струях воздушной плазмы, истекающих из водоохлаждаемого конического сопла диаметром 50 мм

Модель	Измеренная плотность теплогового потока q_{exp} , Вт/см ²	Расчетная плотность теплогового потока Вт/см ² ($\gamma_w = 0.1$)	Расчетная плотность теплогового потока Вт/см ($S_0 = 4.14 \text{ e}^{15}$)
Цилиндр диаметром 20 мм с плоским торцом	342	370.12	373.98
Цилиндр диаметром 20 мм со скругленной кромкой и плоским притуплением носовой части	386	441.59	450.09
Цилиндр диаметром 20 мм со сферической носовой частью	495	468	480.15

Благодарности и ссылки на гранты

Исследование выполнено в рамках государственного задания МГУ имени М. В. Ломоносова.

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. 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>
3. 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>

4. Колесников А. Ф., Сахаров В. И. Подобие теплообмена модели в недорасширенных струях диссоциированного воздуха в ВЧ-плазматроне и при обтекании сферы высокоскоростным потоком в атмосфере // Изв. РАН МЖГ. 2016. № 3. С. 110–116. <https://doi.org/10.7868/S0568528116030099>
5. 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.
6. Гордеев А. Н., Колесников А. Ф., Сахаров В. И. Течение и теплообмен в недорасширенных неравновесных струях индукционного плазмотрона // Изв. РАН МЖГ. 2011. № 4. С. 130–142.
7. Goulard R. On Catalytic Recombination Rates in Hypersonic Stagnation Heat Transfer // J. Jet Propuls. 1958. Vol. 28, № 11. Pp. 737–745.
8. Галкин С. С., Колесников А. Ф., Сахаров В. И., Чаплыгин А. В. Исследование влияния формы модели на конвективные тепловые потоки к холодной каталитической поверхности в сверхзвуковых струях диссоциированного воздуха в ВЧ-плазматроне // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2021. Том 22, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-3/articles/941>
9. Крупнов А. А., Погосбекян М. Ю., Сахаров В. И. Разработка и применение моделей катализа в задачах высокоскоростного обтекания затупленных тел потоком диссоциированного воздуха // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2024. Том 25, вып. 6. <http://chemphys.edu.ru/issues/2024-25-6/articles/1161>
10. Крупнов А. А., Погосбекян М. Ю., Сахаров В. И. Применение моделей гетерогенного катализа при решении задач струйного обтекания моделей из меди для условий экспериментов на индукционном ВЧ-плазматроне // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2023. Том 24, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2023-24-4/articles/1060/>
11. 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.
12. 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.
13. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочное издание. М.: Наука, 1978. Т. 1. Кн. 1. 495 с.; Т.1. Кн. 2. 327 с.
14. 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.
15. 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>
16. Park C., Howe J. T., Jaffe R. L., Candler G. V. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. II: Mars Entries // J. Thermophys. Heat Trans. 1994. Vol. 8. No. 1. Pp. 9–23. <https://doi.org/10.2514/3.496>
17. 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 94-1990. <https://doi.org/10.2514/6.1994-1990>
18. Гиршфелдер Дж., Кертисс Ч., Берд Р. Молекулярная теория газов и жидкостей. М.: Изд-во иностр. лит., 1961. 929 с.
19. Reid R. C., Prausnitz J. M., Sherwood T. K. The Properties of Gases and Liquids, McGraw-Hill, N. Y.: 1977. 688 p.

20. 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.
21. Гордеев О. А., Калинин А. П., Комов А. Л., Люстерник В. Е., Самуйлов Е. В., Соколова И. А., Фокин Л. Р. Потенциалы взаимодействия, упругие сечения, интегралы столкновений компонентов воздуха для температур до 20000 К // Обзоры по теплофизическим свойствам веществ. ТФЦ. М: ИВТАН, 1985. №5 (55). 100 с.
22. Сахаров В. И. Численное моделирование течений в индукционном высокочастотном плазматроне и теплообмена в недорасширенных струях воздуха // Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. 2008. № 3. С. 61–64.
23. Гордеев А. Н., Колесников А. Ф., Сахаров В. И. Течение и теплообмен в недорасширенных неравновесных струях индукционного плазматрона // Изв. РАН МЖГ. 2011. № 4. С. 130–142.

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*, 1992, vol. 28, no. 3, pp. 29–33.
2. Kolesnikov A. F., The Concept of Local Simulation for Stagnation Point Heat Transfer in Hypersonic Flows: Applications and Validation, AIAA Paper 2000-2515. <https://doi.org/10.2514/6.2000-2515>
3. Kolesnikov A. F., Conditions of local similarity of thermochemical interaction of high-enthalpy gas flows with an indestructible surface, *High Temperature*, 2014, vol. 52, no. 1, pp. 118–125. <https://doi.org/10.1134/S0018151X13060151>
4. Kolesnikov A. F., Sakharov V. I., Similarity between the Heat Transfer to a Model in an Underexpanded Dissociated-Air Jet of a High-Frequency Plasmatron and to a Sphere in a High-Velocity Flow in the Terrestrial Atmosphere, *Fluid Dynamic*, 2016, vol. 51, no. 3, pp. 400. DOI: 10.1134/S0015462816030121
5. Zalogin G. N., Zemljanskij B. A., Knot'ko V. B., Murzinov I. N., Rumynskij A. N., Kuz'min L. A., High-frequency plasmatron – a setup for studying aerophysical problems using high-enthalpy gas flows, *Cosmonautics and rocket engineering*, 1994, no. 2, pp. 22–32 [in Russian].
6. Gordeev A. N., Kolesnikov A. F., Sakharov V. I., Flow and heat transfer in underexpanded nonequilibrium jets of an induction plasmatron, *Fluid Dynamic*, 2011, vol. 46, no. 4, pp. 623. DOI: 10.1134/S0015462811040120
7. Goulard R., On Catalytic Recombination Rates in Hypersonic Stagnation Heat Transfer, *J. Jet Propuls.*, 1958, vol. 28, no. 11, pp. 737–745. <https://doi.org/10.2514/8.7444>
8. Galkin S. S., Kolesnikov A. F., Sakharov V. I., Chaplygin A. V., Study of the influence of the model shape on convective heat flows to a cold catalytic surface in supersonic jets of dissociated air in a high-frequency plasmatron, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2021, vol. 22, iss. 3 [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-3/articles/941/>
9. Krupnov A. A., Pogosbekyan M. Yu., Sakharov V. I., Development and application of catalysis models in problems of high-speed flow of dissociated air around blunt bodies, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2024, vol. 25, iss. 6 [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2024-25-6/articles/1161/>
10. Krupnov A. A., Pogosbekyan M. Yu., Sakharov V. I., Application of heterogeneous catalysis models in solving problems of jet flow around copper models for experimental conditions on an induction RF plasma torch in the journal, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2023, vol. 24, iss. 4 [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2023-24-4/articles/1060/>
11. 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.

12. Sakharov V. I., Numerical Simulation of Thermally and Chemically Nonequilibrium Flows and Heat Transfer in Underexpanded Induction Plasmatron Jets, *Fluid Dynamic*, 2007, vol. 42, no. 6. pp. 1007. DOI: 10.1134/S0015462807060166
13. Gurvich L. V., Veyts I. V., Alcock C. B., *Thermodynamic properties of individual substances*, Begell, 1994. <https://doi.org/10.1615/0-8493-9926-2.0>
14. Ibragimova L. B., Smekhov G. D., Shatalov O. P., Dissociation rate constants of diatomic molecules under thermal equilibrium conditions, *Fluid Dynamic*, 1999, vol. 34, pp. 153–157. <https://doi.org/10.1007/BF02698767>
15. Losev S. A., et al., Model of the physico-chemical kinetics behind the front of a very intense shock wave in air, *Fluid Dynamic*, 1995, vol. 30, pp. 299–309. <https://doi.org/10.1007/BF02029844>
16. Park C., Howe J. T., Jaffe R. L., Candler G. V., Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. II: Mars Entries, *J. Thermophys. Heat Trans.*, 1994, vol. 8, no. 1, pp. 9–23. <https://doi.org/10.2514/3.496>
17. 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 Paper94-1990. <https://doi.org/10.2514/6.1994-1990>
18. Hirschfelder J. O., Curtiss C. F., Bird R. B., *The Molecular Theory of Gases and Liquids*, New York: John Willey and Sons, 1954, 1219 p.
19. Reid R. C., Prausnitz J. M., Sherwood T. K., *The Properties of Gases and Liquids*, McGraw-Hill, N.Y.: 1977, 688 p.
20. 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.
21. Gordeev O. A., Kalinin A. P., Komov A. L., Ljusternik V. E., Samujlov E. V., Sokolova I. A., Fokin L. R., Interaction potentials, elastic cross-sections, and collision integrals of air components for temperatures up to 20000 K, *Reviews of thermophysical properties of substances, TFC*, M: IVTAN, 1985, vol. 55, no. 5, 100 p. [in Russian].
22. Sakharov V. I., *Numerical Simulation of Flows in a High-Frequency Induction Plasmatron and of Heat Transfer in Underexpanded Air Jets*, Moscow University Mechanics Bulletin, 2008, vol. 63, pp. 73–76. DOI: 10.3103/S0027133008030047
23. Gordeev A. N., Kolesnikov A. F., Sakharov V. I., Flow and heat transfer in underexpanded nonequilibrium jets of an induction plasmatron, *Fluid Dynamic*, 2011, vol. 46, no. 4. pp. 623. DOI: 10.1134/S0015462811040120

Статья поступила в редакцию 8 декабря 2025 г.