УДК 533.6.011.8

АНАЛИЗ УСЛОВИЙ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА В ДОЗВУКОВЫХ СТРУЯХ ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНОГО ВОЗДУХА ВЧ-ПЛАЗМОТРОНА ВГУ-4

© 2021 г. А. Ф. Колесников^{*a*,*}, С. Л. Щелоков^{*b*,**}

^а Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, Россия ^b Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Москва, Россия

> *E-mail: koles@ipmnet.ru **E-mail: schelokov.s.99@gmail.com Поступила в редакцию 23.07.2020 г. После доработки 01.10.2020 г. Принята к публикации 01.10.2020 г.

Установлены область в координатах "полная энтальпия — давление торможения" и соответственно границы скорости и высоты входа тела с радиусом затупления носка 1 м, для которых возможно выполнение необходимых условий локального моделирования теплопередачи к точке торможения в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха при применении цилиндрических моделей с плоским носком диаметра 20–140 мм. Определен участок траектории входа в атмосферу экспериментального европейского аппарата IXV, для которого возможно локальное моделирование конвективного нагрева окрестности носка радиуса 1 м на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4.

Ключевые слова: аэродинамический нагрев, ВЧ-плазмотрон, дозвуковые высокоэнтальпийные потоки воздуха, моделирование теплообмена

DOI: 10.31857/S0568528121020067

1. ПОДХОД К ПРОБЛЕМЕ

Индукционные ВЧ-плазмотроны широко 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 [1–18]. 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 [19–22]. Для такого локального моделирования необходимо выполнение трех условий [19, 20]: 1) давление торможения в струе плазмотрона равно давлению торможения p_0 в критической точке на поверхности тела; 2) энтальпия h_e на оси струи на внешней границе пограничного слоя перед моделью равна полной энтальпии в натурных условиях; 3) равны градиенты скорости β на внешних границах пограничного слоя перед моделью и телом.

Широкие возможности для реализации этих условий в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха предоставляет 100-киловаттный ВЧ-плазмотрон ВГУ-4 (ИПМех РАН) [21, 22]. Полную энтальпию и давление торможения можно плавно регулировать в диапазонах 5– 50 МДж/кг и 0.02–1 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 геометрии разрядного канала и формы моделей.

В [23, 24] проведены экспериментальное и численное исследования теплообмена дозвуковых струй высокоэнтальпйного воздуха в ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 при давлении 100 гПа, расходе воздуха 2.4 г/с в диапазоне мощности ВЧ-генератора $N_{ap} = 20-75$ кВт для трех вариантов секционированного разрядного канала с диаметрами выходных сечений конических сопел 30, 40 и 50 мм. В качестве водоохлаждаемой модели использовался цилиндр из меди с плоским торцом диаметром $d_m = 20$ мм. Измерения тепловых потоков в критической точке проведены в трех осесиммет-

колесников, щелоков

ричных конфигурациях эксперимента, когда модель располагалась на расстоянии, равном диаметру выходного сечения конического сопла. По измеренным величинам теплового потока к водоохлаждаемому медному калориметру в окрестности критической точки модели и скоростного напора численно восстановлены энтальпия и характерная скорость на оси струи. Данные по значениям энтальпии на внешней границе пограничного слоя h_e и характерной скорости в центре выходного сечения разрядного канала V_s получены в зависимости от мощности ВЧ-генератора по анодному питанию N_{ap} [23].

Энтальпия h_e и скорость V_S монотонно возрастают с увеличением параметра N_{ap} . Это указывает на то, что в дозвуковом потоке между параметрами h_e и V_S имеется однозначная функциональная связь, характерная для ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 при данном давлении, выбранной геометрии конического сопла и фиксированном расходе воздуха в канале.

В настоящей работе для условий экспериментов [23] устанавливаются связи между параметрами V_S и h_e для трех конфигураций разрядного канала с тремя соплами. На их основе получается универсальная аппроксимация скорости V_S в виде многопараметрической функции от энтальпии h_e , давления в барокамере p_S и диаметра сопла D. С использованием этой универсальной корреляции и аналитических условий моделирования определяются область в координатах "энтальпия—давление торможения" и соответственно границы скорости и высоты входа, для которых возможна локальная реализация аэродинамического нагрева в критической точке затупленного тела с радиусом носка 1 м при применении цилиндрических моделей с плоским носком диаметра 20–140 мм. Предлагаемая теория применена для нахождения участка траектории входа в атмосферу европейского экспериментального аппарата IXV [25], для которого возможно моделирование нагрева окрестности носка на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха.

2. УНИВЕРСАЛЬНАЯ ЗАВИСИМОСТЬ МЕЖДУ СКОРОСТЬЮ И ЭНТАЛЬПИЕЙ В ДОЗВУКОВЫХ СТРУЯХ ВОЗДУХА ВЧ-ПЛАЗМОТРОНА ВГУ-4

В качестве исходных взяты табличные данные [23] по значениям энтальпии на внешней границе пограничного слоя h_e и характерной скорости в центре выходного сечения разрядного канала V_S в зависимости от мощности ВЧ-генератора по анодному питанию N_{ap} . Надо иметь в виду, что эти зависимости не имеют универсального характера, поскольку параметр N_{ap} не является термодинамическим. Первым шагом к обобщению и установлению связей между параметрами h_e и V_S является представление на рис. 1 значений V_S по оси ординат как функции h_e . Замечательно, что все наборы экспериментальных данных для трех сопел [23] в координатах V_S-h_e ложатся на три прямые линии. Эти прямые определяются углами наклона к оси абсцисс и значениями скорости V_{S0} , полученными линейной экстраполяцией на значение энтальпии $h_{e0} = 10^7 \text{ м}^2/\text{c}^2$. Введение соответствующих трех референсных значений $V_{S0} = 450$ (1), 265 (2) и 170 (3) м/с позволяет со средней ошибкой аппроксимации менее 5% описать весь массив данных на рис. 1 в диапазоне энтальпии $h_e = 10^7 - 4 \times 10^7 \text{ м}^2/\text{c}^2$ единой линейной зависимостью в виде

$$V_{\rm S}/V_{\rm S0} = 1 + \alpha_{\rm S} \left(h_e - h_{e0} \right) \tag{2.1}$$

где $\alpha_s = 0.5 \times 10^{-7} \text{ c}^2/\text{м}^2$, $h_{e0} = 10^7 \text{ m}^2/\text{c}^2$.

Следует заметить, что между рассчитанными значениями V_{s0} имеют место корреляции, которые являются следствием постоянства расхода воздуха в разрядных каналах с тремя разными соплами и того, что согласно [23] при данной мощности ВЧ-генератора энтальпия потока на выходе из сопла слабо зависит от его диаметра

$$V_{S02}/V_{S01} = D_1^2/D_2^2, \quad V_{S03}/V_{S01} = D_1^2/D_3^2$$
 (2.2)

В качестве второго шага выберем в качестве базовой конфигурацию разрядного канала с коническим соплом, имеющим диаметр выходного сечения $D_1 = 30$ мм. Тогда с учетом (2.1) и (2.2) выполняется соотношение

$$V_{Sk}/V_{S01} = D_1^2/D_n^2 \left(1 + \alpha_S \left(h_e - h_{e0}\right)\right)$$
(2.3)

где n = 1, 2, 3 соответствует соплам с диаметрами 30, 40 и 50 мм.



Рис. 1. Скорость V_S в зависимости от энтальпии h_e : прямые 1-3 – аппроксимации для диаметров выходных сечений разрядного канала D = 30, 40 и 50 мм; точки – обработка экспериментальных данных [23, 24].

Как оказалось, эта корреляция с достаточной точностью применима и для стандартного цилиндрического разрядного канала без какого-либо сопла. В этом случае в (2.3) следует подставить n = 0 и $D_0 = 80$ мм.

Далее учтем, что, как установлено ранее [22], для дозвуковых струй в ВЧ-плазмотроне при фиксированных значениях мощности ВЧ-генератора и расхода воздуха через разрядный канал имеет место корреляция

$$V_{\rm S} \sim 1/p_{\rm S}$$

где $p_{\rm S}$ – давление в барокамере. С учетом этой функциональной зависимости и соотношения (2.3) получается обобщенная взаимосвязь скорости V_s и термодинамических параметров h_e и $p_{\rm S}$ в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4

$$V_{Sk}/V_{S01} = p_{S0}/p_S D_1^2 / D_n^2 (1 + \alpha_S (h_e - h_{e0}))$$
(2.4)

Здесь p_{S0} — некоторое референсное давление, характерное для базового режима, в настоящем случае $p_0 = 0.1$ атм.

Соотношение (2.4) устанавливает фундаментальную связь между параметрами дозвуковых струй высокоэнтальпийного воздуха в ВЧ-плазмотроне ВГУ-4. При этом характерная скорость V_{S01} , коэффициент α_s и значение энтальпии h_{e0} , вообще говоря, зависят от расхода воздуха в разрядном канале. Так, для плазмотрона ВГУ-4 при расходе воздуха 2.4 г/с $V_{S0} = 450$ м/с, $\alpha_s = 0.5 \times 10^{-7} \text{ c}^2/\text{м}^2$ и $h_{e0} = 10^7 \text{ m}^2/\text{c}^2$. Есть основания полагать, что соотношение (2.4) имеет довольно общий характер и справедливо для дозвуковых струй воздуха в других ВЧ-плазмотронах. Для применения его в этих случаях необходимы соответствующие эксперименты и расчеты для установления базовой зависимости, аналогичной (2.1).

3. ОБЛАСТЬ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА В ДОЗВУКОВЫХ ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫХ СТРУЯХ ВОЗДУХА ВЧ-ПЛАЗМОТРОНА ВГУ-4

Далее, имея в виду ключевое соотношение (2.4), поставим и решим вопрос о возможности локального моделирования на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 теплового потока в критической точке затупленного тела, входящего в атмосферу. Условия локального моделирования в дозвуковом потоке теплопередачи в критической точке затупленного тела, обтекаемого высокоскоростным потоком, имеют вид [19]

$$p_{0S} = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \tag{3.1}$$

$$h_e = V_\infty^2 / 2 \tag{3.2}$$

ИЗВЕСТИЯ РАН. МЕХАНИКА ЖИДКОСТИ И ГАЗА № 2 2021

КОЛЕСНИКОВ, ЩЕЛОКОВ

$$V_s/R_m^* = (8/3k)^{1/2} V_{\infty}/R_w \tag{3.3}$$

Здесь ρ_{∞} и V_{∞} – плотность и скорость набегающего на тело потока, R_w – радиус затупления

носка тела, R_m^* — эффективный радиус модели. Безразмерный коэффициент *k* есть отношение плотностей воздуха до и за ударной волной перед затупленным телом. Условия (3.1)—(3.3) представляют собой равенства давлений торможения, энтальпий и градиентов скорости на внешних границах пограничных слоев в двух потоках, обтекающих модель и затупленное тело. Если известны параметры ρ_{∞} , V_{∞} , R_w и R_m^* , по формулам (3.1)—(3.3) однозначно определяются параметры дозвукового потока p_{0S} , h_e и V_s , при которых в эксперименте возможно моделирование теплового потока в критической точке затупленного тела.

В ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 можно независимо регулировать давление p_{0S} и энтальпию h_e , при этом скорость V_s будет зависимым параметром и изменяться в соответствии с формулой (2.4). В этом случае удовлетворить условию (3.3) можно за счет подбора эффективного радиуса мо-

дели R_m^* .

Для анализа возможностей локального моделирования аэродинамического нагрева поверхности затупленного тела в критической точке траекторию движения в атмосфере удобно представить в координатах p_0-H_{∞} , где p_0 – давление торможения, H_{∞} – полная энтальпия. Исходя из этого, в (3.3) исключаются V_s и V_{∞} с учетом (2.4) и (3.2). В результате получается искомое универсальное соотношение между давлением в барокамере $p_{\rm S}$ и энтальпией на внешней границе пограничного слоя на модели $h_{\rm e}$

$$p_{S}/p_{S0} = (8/3k)^{-1/2} (R_{m}^{*}/R) (D_{1}^{2}/D_{n}^{2}) (V_{S01}/(2h_{e})^{1/2}) (1 + \alpha_{S} (h_{e} - h_{e0}))$$
(3.4)

В координатах $p_{\rm S}(=p_0)-h_{\rm e}(=H_{\infty})$ уравнение (3.4) описывает монотонную кривую, зависящую от геометрических параметров R_w, R_m^*, D_1, D_k и характерной скорости $V_{\rm S01}$.

Далее определяется область параметров $p_{\rm S}$ и $h_{\rm e}$, при которых могут быть смоделированы тепловые потоки в критической точке носового затупления радиуса $R_w = 1$ м на цилиндрических моделях с плоским носком радиуса $R_m = 10-70$ мм. Зависимость эффективного радиуса R_m^* от радиуса модели R_m для стандартного разрядного канала с $D_0 = 80$ мм на рис. 2 построена по расчетным данным [24]. Здесь, кстати, отметим, что эффективный радиус R_m^* перестает зависеть от радиуса модели при $R_m > 55$ мм. Для рассматриваемых геометрий моделей и разрядного канала отношение R_w/R_m^* изменяется в интервале 18.2–50.0, а $D_1/D_0 = 0.375$. С учетом этого по формуле (3.4) определены верхняя и нижняя границы изменения $p_{\rm S}$ и на рис. 3 построена область параметров $p_{0\rm S}$ и h_e , в которой возможно моделирование на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 тепловых потоков к затупленному телу с радиусом носка $R_w = 1$ м.

На рис. 3 нанесена траектория экспериментального европейского аппарата IXV (Intermediate Experimental Vehicle) по данным [25]. Траекторная кривая пересекается с областью моделирования в интервале высот 57–62 км, для которого, следовательно, возможно локальное моделирование теплового потока в критической точке тела, входящего в атмосферу по траектории IXV и имеющего радиус затупления носка $R_w = 1$ м.

В качестве примера определяются параметры дозвукового потока воздуха в ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 для моделирования теплопередачи, соответствующие высоте 60 км. Из рис. 3 имеем $p_{0S} = 0.07$ атм и $h_e = 12 \times 10^6 \text{ м}^2/\text{c}^2$. Наконец, из (3.4) определяется эффективный радиус цилиндрической модели с плоским носком R_m^*

$$R_m^*/R_w = p_{S0}/p_S \left(\frac{8}{3k}\right)^{-1/2} D_1^2 / D_0^2 V_{S01} / \left(\frac{2h_e}{2}\right)^{1/2} \left(1 + \alpha_S \left(h_e - h_{e0}\right)\right)$$
(3.5)

В результате получается $R_m^* = 47$ мм, а из рис. 2 следует, что радиус цилиндрической модели должен быть $R_m = 30.5$ мм. Согласно изложенному алгоритму теплового моделирования каждой точке траектории входа соответствует цилиндрическая модель с плоским носком строго определенного радиуса.



Рис. 2. Зависимость эффективного радиуса R_m^* от радиуса цилиндрической модели с плоским носком R_m .



Рис. 3. Область моделирования конвективного теплообмена ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 (заштрихована) и траектория аппарата IXV.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для дозвуковых режимов работы ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 (ИПМех РАН) получена универсальная аналитическая зависимость характерной скорости потока воздуха от энтальпии, давления и диаметра сопла на выходе из разрядного канала. Установлены область в координатах "полная энтальпия — давление торможения" и соответственно границы скорости и высоты входа тела с радиусом затупления носка 1 м, для которых возможно выполнение необходимых условий локального моделирования теплопередачи к точке торможения в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха при применении цилиндрических моделей с плоским носком диаметра 20— 140 мм. Определен участок траектории входа в атмосферу экспериментального европейского аппарата IXV, для которого возможно локальное моделирование конвективного нагрева окрестности носка радиуса 1 м на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4.

Работа выполнена в рамках Госзадания № АААА-А20-120011690135-5 при частичной поддержке РФФИ (грант 20-01-00056).

колесников, щелоков

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. *Колесников А.Ф., Якушин М.И*. Об определении эффективных вероятностей гетерогенной рекомбинации атомов по тепловым потокам к поверхности, обтекаемой диссоциированным воздухом // Мат. моделирование. 1989. Т. 1. № 3. С. 44–60.
- 2. Васильевский С.А., Колесников А.Ф., Якушин М.И. Определение эффективных вероятностей гетерогенной рекомбинации атомов в условиях влияния на тепловой поток газофазных реакций // ТВТ. 1991. Т. 29. № 3. С. 521–529.
- 3. Gordeev A.N., Kolesnikov A.F., Yakushin M.I. An Induction Plasma Application to "Buran's" Heat Protection Tiles Ground Tests // SAMPE J. May/June 1992. V. 28. № 3. P. 29–33.
- Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Высокочастотные индукционные плазмотроны серии ВГУ // Актуальные проблемы механики. Физико-химическая механика жидкостей и газов. М.: Наука, 2010. С. 151–177.
- 5. Kolesnikov A.F., Pershin I.S., Vasil'evskii S.A., Yakushin M.I. Study of Quartz Surface Catalycity in Dissociated Carbon Dioxide Subsonic Flows // J. Spacecraft and Rockets. 2000. V. 37. № 5. P. 573–579.
- 6. *Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Васильевский С.А.* Эффекты каталитической рекомбинации на поверхностях металлов и кварца для условий входа в атмосферу Марса // ТВТ. 2016. Т. 54. № 1. С. 32–40.
- 7. 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.
- 8. *Власов В.И., Залогин Г.Н., Землянский Б.А., Кнотько В.Б.* Методика и результаты экспериментального определения каталитической активности материалов при высоких температурах // Изв. РАН. МЖГ. 2003. № 5. С. 178–189.
- 9. Жестков Б.Е. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов // Уч. зап. ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 5. С. 62–77.
- 10. Bottin B., Chazot O., Carbonaro M., Van Der Yaegen V., Paris S. The VKI Plasmatron characteristics and performance // Measurement Techniques for High Enthalpy and Plasma Flows. NATO-RTO-EN-8. 1999.
- 11. Bottin B., Carbonaro M., Van Der Haegen V., Paris S. Predicted and Measured Capability of the 1.2 MW Plasmatron Regarding Re-entry Simulation. Proc. of the Third European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 24–26 November 1998, ESA SP-426, pp. 553–560, Jan. 1999.
- 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.
- 13. Auweter-Kurtz M., Kurtz H.L., Laure S. Plasma Generators for Re-Entry Simulation // J. Propulsion and Power. 1996. V. 12. № 6. P. 1053–1061.
- 14. *Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Kurtz H., Laux T., Winter M.* Operational Behavior of Inductively Heated Plasma Source IPG-3 for Entry Simulations // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2002. V. 16. № 3. P. 440–449.
- 15. *Massuti-Ballester B., Pidan S., Herdrich G., Fertig M.* Recent catalysis measurements at IRS // Advances in Space Research. 2015. V. 56. Is. 4. P. 742–765.
- Bourdon A., Bultel A., Desportes A., van Ootegem B., Vervisch P. // Catalycity Studies of TPS in a 90 kW Plasmatron at CORIA. Presented at the 2nd International Symposium "Atmospheric Reentry Vehicles and Systems", Arcachon (France), March 26–29, 2001.
- Dougherty M., Owens W., Meyers J., Fletcher D. Investigations of Surface-Catalyzed Recombination Reactions in Mars Atmosphere // 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 4–7 January 2011. Orlando, Florida.
- 18. *Fletcher D.G., Meyers J.M.* Surface Catalyzed Reaction Efficiencies in Oxygen Plasmas from Laser Induced Fluorescence Measurements // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. April–June 2017. V. 31. № 2. P. 410–420.
- 19. 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.
- Колесников А.Ф. Условия локального подобия термохимического взаимодействия высокоэнтальпийных потоков газов с неразрушаемой поверхностью // Теплофизика высоких температур. 2014. Т. 52. № 1. С. 118–125.
- 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/
- 22. Васильевский С.А., Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Локальное моделирование аэродинамического нагрева поверхности затупленного тела в дозвуковых высокоэнтальпийных потоках воздуха: теория и эксперимент на ВЧ-плазмотроне // Изв. РАН. МЖГ. 2017. № 1. С. 160–167.
- 23. *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.
- 24. Васильевский С.А., Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Теплообмен и теплофизика дозвуковых струй диссоциированного воздуха, обтекающих цилиндрические модели в индукционном ВЧ-плазмотроне // Изв. РАН. МЖГ. 2019. № 3. С. 98–112.
- 25. Viviani A., Pezzella G. Aerodynamic and Aerothermodynamic Analysis of Space Mission Vehicles. Springer Aerospace Technology. 2015. 898 p.