

УДК 533.6.011.8

## АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЛОКАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА В МОЩНОМ ВЧ-ПЛАЗМОТРОНЕ ВГУ-3

© 2022 г. А. Ф. Колесников<sup>а,\*</sup>, С. А. Васильевский<sup>а</sup>, С. Л. Щелоков<sup>а</sup>,  
А. В. Чаплыгин<sup>а</sup>, С. С. Галкин<sup>а</sup>

<sup>а</sup> Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, Россия

\*E-mail: koles@ipmnet.ru

Поступила в редакцию 06.07.2022 г.

После доработки 25.07.2022 г.

Принята к публикации 25.07.2022 г.

Определены необходимые условия локального моделирования аэродинамического нагрева на мегаваттном ВЧ-плазмотроне ВГУ-3 в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха. Установлены область и высоты входа в атмосферу тела с радиусом затупления носка 1 м, для которых возможна реализация этих условий при применении моделей с эффективным радиусом 10–45 мм. Приведены экспериментальные данные, подтверждающие выводы теории о том, что на установке ВГУ-3, по сравнению со 100-киловаттным ВЧ-плазмотроном ВГУ-4, существенно расширяется диапазон тепловых потоков к каталитической поверхности стандартной водоохлаждаемой модели.

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

**DOI:** 10.31857/S0568528122600503

В настоящее время существуют мощные индукционные ВЧ-плазмотроны в России – в ЦНИИМаш [1, 2] (установка У-13); в ЦАГИ [3, 4] (установка ВАТ-104); в ИПМех РАН [5–7] (ВЧ-плазмотроны ВГУ-3 и ВГУ-4), а также в западной Европе в Институте гидродинамики им. фон Кармана VKI [8, 9] (Бельгия, Plasmatron); в Институте космических систем IRS [10, 11] (университет Штутгарта, Германия, установка РВКЗ). Они характеризуются следующими основными конструктивными и рабочими параметрами: мощность – до 1.2 МВт, диаметр разрядного канала – до 200 мм, частота генератора 400–2000 кГц, энтальпия потока воздуха – до 60 МДж/кг, давление торможения 0.01–1 атм.

Высокочастотные индукционные плазмотроны ВГУ-3 и ВГУ-4 (ИПМех РАН) включены в каталог “Уникальные научные установки РФ” Минобрнауки России: <http://www.ckp-uf.ru//usu/441568>. Эти установки применяются для широкого спектра аэрофизических исследований фундаментального и прикладного характера, включая аэрофизику плазмы и аэротермодинамику высокоэнтальпийных течений молекулярных газов, теплообмен в потоках химически реагирующих газов, испытания высокотемпературных материалов на термохимическую стойкость и ресурс.

Всегда остается актуальным вопрос о прямом наземном моделировании аэродинамического нагрева поверхности тел при входе в атмосферу с использованием лабораторных высокоэнтальпийных установок. В этой связи принципиально важно, что на мощных ВЧ-плазмотронах возможно локальное моделирование аэродинамического нагрева в точке торможения на поверхности затупленного тела [7, 12] при выполнении трех условий [13–15]: 1) энтальпия на внешней границе пограничного слоя перед моделью равна полной энтальпии в натурном потоке; 2) давления торможения в струе плазмотрона и в критической точке на поверхности тела равны; 3) в эксперименте и натуре равны градиенты скорости на внешних границах пограничных слоев.

В ВЧ-плазмотронах ВГУ-3 и ВГУ-4 энтальпию и давление торможения дозвуковых струй воздуха можно плавно регулировать в диапазонах 5–50 МДж/кг и 0.02–1 атм. Градиент скорости на внешней границе пограничного слоя модели можно варьировать, применяя различные насадки

на разрядный канал и изменяя геометрию моделей. Для фактической реализации условий локального моделирования необходимо иметь результаты диагностики и численного моделирования полей течения воздушной плазмы в разрядном канале ВЧ-плазмотрона и обтекания высокоэнтальпийными струями газов экспериментальных моделей различной геометрии в широких диапазонах рабочих параметров установки.

В [16] определена область в координатах “энтальпия-давление торможения” и соответственно границы скорости и высоты входа в атмосферу, для которых на 100-киловаттном ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 возможно локальное моделирование аэродинамического нагрева в критической точке затупленного тела с радиусом носка 1 м при применении цилиндрических моделей с плоским носком радиуса 10–70 мм. На основе расчетных данных по значениям энтальпии воздуха на оси симметрии дозвуковой струи  $h_e$  и характерной скорости в центре выходного сечения разрядного канала  $V_S$  в зависимости от мощности ВЧ-генератора по анодному питанию  $N_{ap}$  [17] было установлено, что в дозвуковом потоке высокоэнтальпийного воздуха между параметрами  $h_e$ ,  $V_S$  и давлением  $p_S$  имеется однозначная функциональная связь, характерная для ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 при выбранной геометрии конического сопла и фиксированном расходе воздуха в канале.

В настоящей работе для дозвуковых режимов мегаваттного ВЧ-плазмотрона ВГУ-3 устанавливается функциональная связь между термодинамическими параметрами в центре выходного сечения разрядного канала в виде аналитической зависимости скорости  $V_S$  от энтальпии  $h_S$  и давления в барокамере  $p_S$ . С использованием этой универсальной корреляции и условий локального моделирования теплообмена определяются область в координатах “энтальпия-давление торможения” и соответственно границы скорости и высоты входа, для которых возможно моделирование аэродинамического нагрева в критической точке затупленного тела с радиусом носка 1 м при применении цилиндрических моделей с эффективным радиусом 10–45 мм.

## 1. УНИВЕРСАЛЬНАЯ ЗАВИСИМОСТЬ МЕЖДУ СКОРОСТЬЮ И ЭНТАЛЬПИЕЙ В ДОЗВУКОВЫХ СТРУЯХ ВОЗДУХА ВЧ-ПЛАЗМОТРОНА ВГУ-3

Для анализа взяты результаты многопараметрических расчетов дозвуковых течений равновесной плазмы воздуха в разрядном цилиндрическом канале индукционного плазмотрона ВГУ-3 максимальной мощностью 1 МВт в широком диапазоне рабочих параметров на основе решения полных уравнений Навье–Стокса совместно с двумерным уравнением для высокочастотного электрического поля. Постановка задачи и численный метод описаны в [18].

На рис. 1, 2 приведены зависимости энтальпии  $h_S$  и скорости  $V_S$  в центре среза разрядного канала от мощности ВЧ-генератора  $N_{ap}$  и давления  $p_S$ . Надо иметь в виду, что параметр  $N_{ap}$  не является термодинамическим, а следовательно, эти зависимости специфичны для установки ВГУ-3.

Для обобщения и установления связей между параметрами  $h_S$  и  $V_S$  полученные данные представлены на рис. 3 в виде функции  $V_S(h_S)$  для трех давлений  $p_S = 50, 100$  и  $200$  мбар.

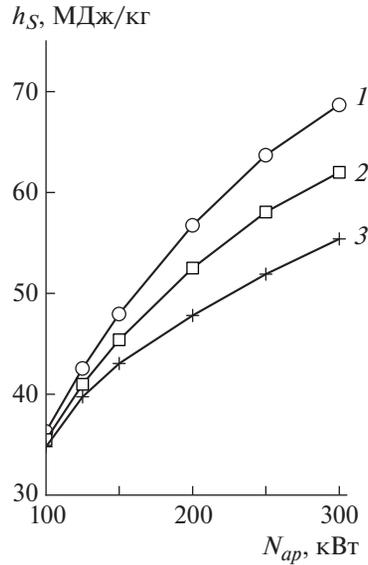
Замечательно, что все данные расчетов в координатах  $h_S$ – $V_S$  ложатся близко к прямым линиям, соответствующим трем значениям давления. Эти прямые определяются углами наклона к оси  $h_S$  и значениями скорости  $V_{S0}$ , полученными линейной экстраполяцией на референсное значение энтальпии  $h_{S0} = 35$  МДж/кг. С использованием соответствующих трех референсных значений  $V_{S0} = 74.2, 35.72$  и  $14.95$  м/с (зависимости 1–3) весь массив данных на рис. 3 в диапазоне энтальпии  $h_S = 35$ – $60$  МДж/кг со средней ошибкой аппроксимации менее 6.5% описывается единой линейной зависимостью (рис. 4) в виде

$$V_S/V_{S0} = 1 + \alpha(p_S)(h_S - h_{S0}) \quad (1.1)$$

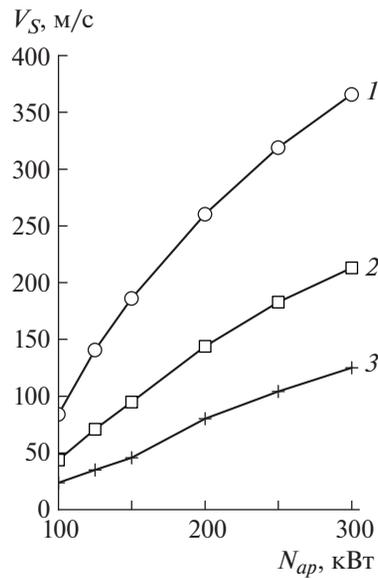
где коэффициент  $\alpha(p_S)$  в диапазоне  $0.083$ – $0.247$  (кг/МДж) можно описать полиномом второй степени

$$\alpha(p_S) = 2.611 \times 10^{-6} p_S^2 + 4.427 \times 10^{-4} p_S + 5.409 \times 10^{-2} \quad (1.2)$$

Линейные зависимости (1.1) и график  $\alpha(p_S)$  приведены на рис. 4, 5.



**Рис. 1.** Энтальпия  $h_S$  воздушной плазмы на срезе разрядного канала на оси симметрии в зависимости от мощности  $N_{ap}$  плазмотрона по анодному питанию при различных давлениях  $p_S$ : 1–3 – 50, 100, 200 мбар.



**Рис. 2.** Продольная компонента скорости воздушной плазмы на срезе разрядного канала на оси симметрии  $V_{S0}$  в зависимости от мощности плазмотрона по анодному питанию  $N_{ap}$  при различных давлениях  $p_S$ : 1–3 – 50, 100, 200 мбар.

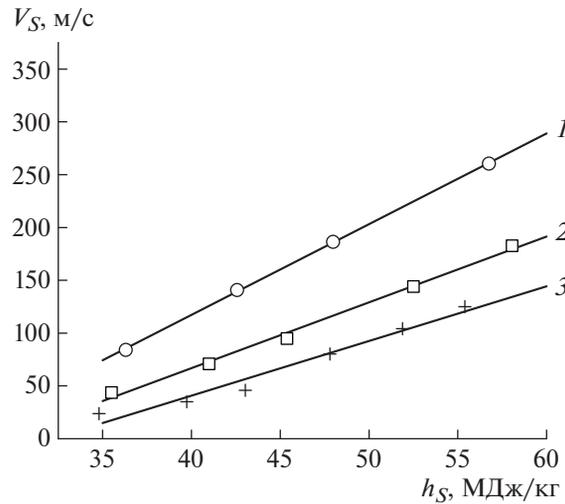
На основании данных на рис. 2 можно заметить, что в ВЧ-плазмотроне ВГУ-3 для референсных значений скорости потока имеет место корреляция

$$V_{S0}/V_{S^*} = (p_{S^*}/p_S)^{\gamma(p_S)} \quad (1.3)$$

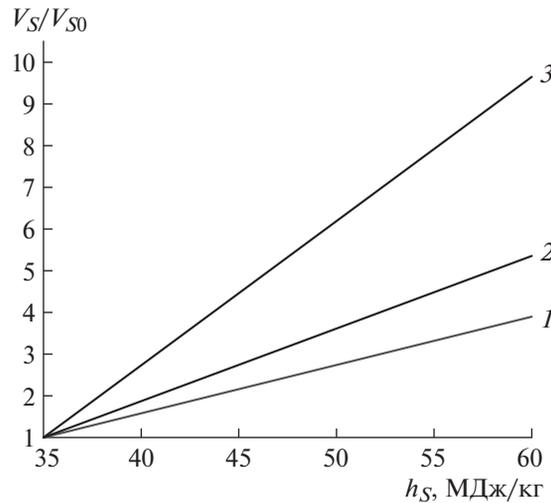
где  $V_{S^*} = 74.2$  м/с,  $p_{S^*} = 50$  мбар. Коэффициент  $\gamma$  изменяется в небольшом диапазоне 1.0–1.15 и аппроксимируется полиномом второй степени в зависимости от  $p_S$

$$\gamma(p_S) = -5.801 \times 10^{-7} p_S^2 + 1.182 \times 10^{-3} p_S + 9.424 \times 10^{-1} \quad (1.4)$$

График  $\gamma(p_S)$  приведен на рис. 6.



**Рис. 3.** Зависимости между скоростью и энтальпией воздушной плазмы на срезе разрядного канала при различных давлениях  $p_S$ : 1–3 – 50, 100, 200 мбар.



**Рис. 4.** Зависимости между нормированной скоростью и энтальпией воздушной плазмы на срезе разрядного канала при различных давлениях  $p_S$ : 1–3 – 50, 100, 200 мбар.

С учетом функциональных зависимостей (1.1) и (1.3) для ВЧ-плазмотрона ВГУ-3 получается функциональная взаимосвязь скорости  $V_S$ , энтальпии  $h_S$  и давления  $p_S$ :

$$V_S/V_{S^*} = (p_{S^*}/p_S)^{\gamma(p_S)} (1 + \alpha(p_S)(h_S - h_{S0})) \tag{1.5}$$

Соотношение (1.5) устанавливает связь между термодинамическими параметрами дозвуковых струй высокоэнтальпийного воздуха на выходе из разрядного канала ВЧ-плазмотрона ВГУ-3. Характерная скорость  $V_{S^*}$ , коэффициенты  $\alpha$ ,  $\gamma$  и референсное значение энтальпии  $h_{S0}$ , вообще говоря, зависят от расхода воздуха в разрядном канале. Отметим важное обстоятельство: для 100-киловаттного ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 (ИПМех РАН) имеет место корреляция вида (1.5) при  $p_{S^*} = 100$  мбар,  $h_{S0} = 10$  МДж/кг, и постоянных значениях коэффициентов  $\alpha = 0.05$  кг/МДж,  $\gamma = 1$  [16]. Есть основания полагать, что соотношение типа (1.5) имеет довольно общий характер и оно справедливо для разрядных каналов других ВЧ-плазмотронов, при том что зависимости коэффициентов  $\alpha$  и  $\gamma$  от давления могут отличаться от (1.2) и (1.4).

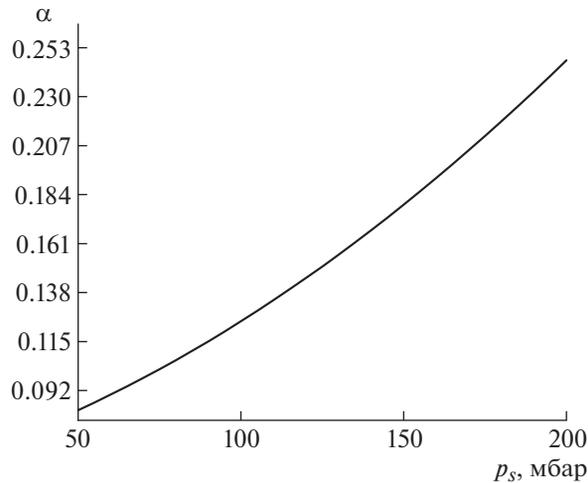


Рис. 5. Зависимость аппроксимирующего коэффициента  $\alpha$  от давления  $p_s$ .

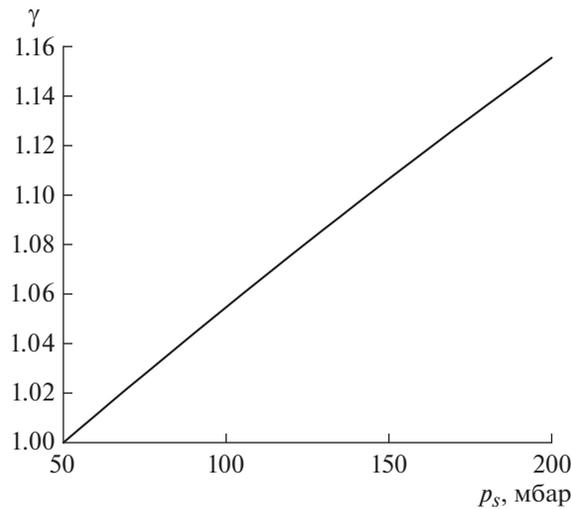


Рис. 6. Зависимость аппроксимирующего коэффициента  $\gamma$  от давления  $p_s$ .

## 2. ОБЛАСТЬ ЛОКАЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА В ДОЗВУКОВЫХ ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫХ СТРУЯХ ВОЗДУХА ВЧ-ПЛАЗМОТРОНА ВГУ-3

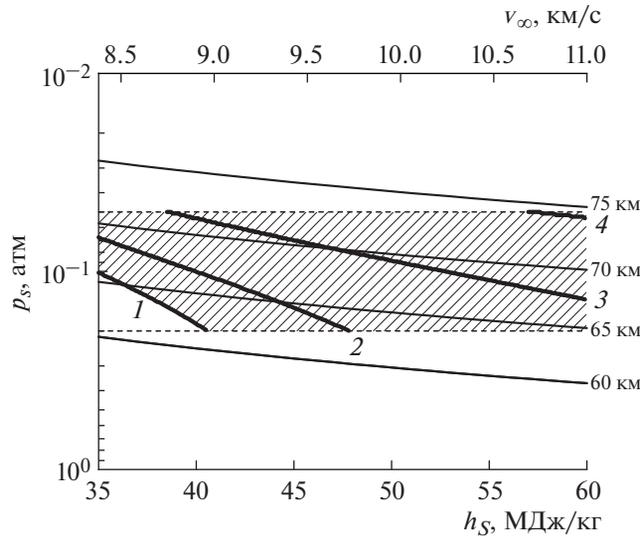
Оценим возможность локального моделирования на ВЧ-плазмотроне ВГУ-3 теплового потока в критической точке затупленного тела, входящего в атмосферу. Необходимые условия такого моделирования в дозвуковом высокоэнтальпийном потоке имеют вид [13–15]

$$h_e = V_\infty^2/2 \quad (2.1)$$

$$p_{0S} = \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.2)$$

$$V_S/R_m^* = (8/3k)^{1/2} V_\infty/R_w \quad (2.3)$$

Здесь  $V_\infty$  и  $\rho_\infty$  – скорость и плотность набегающего на тело высокоскоростного потока,  $R_w$  – радиус затупления носка тела, безразмерный коэффициент  $k$  есть отношение плотностей воздуха до и за ударной волной перед затупленным телом. К условиям эксперимента относятся:  $h_e$  – энтальпия на внешней границе пограничного слоя около поверхности модели,  $p_{0S}$  – давление



**Рис. 7.** Область моделирования на ВГУ-3 теплового потока в точке торможения для затупления радиуса 1 м: 1–4 –  $R_{eff} = 10, 15, 25$  и  $45$  мм (эффективный радиус модели).

торможения в критической точке на модели,  $V_S$  – скорость дозвукового потока,  $R_m^*$  – эффективный радиус модели. Соотношения (2.1)–(2.3) представляют собой равенства энтальпий, давлений торможения и градиентов скорости на внешних границах пограничных слоев в двух потоках, обтекающих модель и затупленное тело. Если известны параметры  $V_\infty, \rho_\infty, R_w$  и  $R_m^*$ , по формулам (2.1)–(2.3) однозначно определяются параметры дозвукового потока  $h_e, p_{0S}$  и  $V_S$ , при которых в эксперименте возможно моделирование теплового потока в критической точке затупленного тела.

В установке ВГУ-3 можно независимо регулировать параметры потока плазмы  $h_S$  и  $p_S$ , при этом скорость  $V_S$  будет изменяться в соответствии с формулой (1.5). Удовлетворить условию (2.3) можно за счет подбора эффективного радиуса модели  $R_m^*$ .

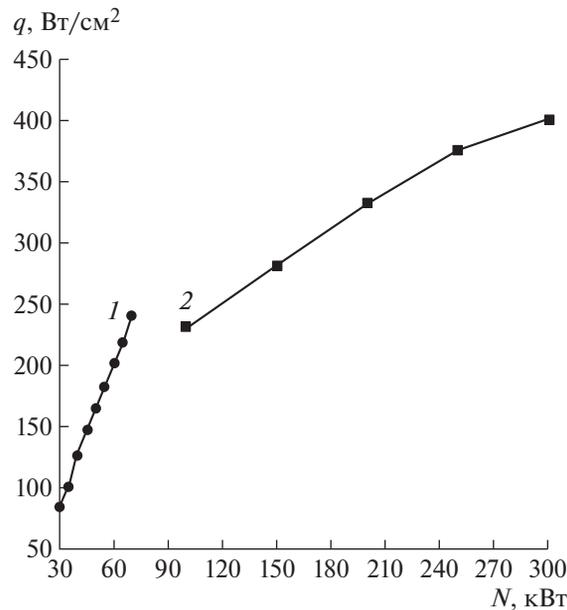
Исходя из того, что точка траектории входа однозначно определяется полной энтальпией  $H_\infty$  и давлением торможения  $p_0$ , в (2.3) исключаются скорости  $V_S$  и  $V_\infty$  с учетом (1.5) и (2.1). Полагая для оценки, что  $h_e = h_S$ , в результате получаем искомое универсальное соотношение между давлением в барокамере  $p_S$  и энтальпией  $h_S$  (МДж/кг)

$$p_S/p_{S^*} = [(8/3k)^{-1/2} (R_w/R_m^*) (0.001V_{S^*}/(2h_S)^{1/2}) (1 + \alpha(p_S)(h_S - h_{S0}))]^{1/\gamma(p_S)} \quad (2.4)$$

Соотношение (2.4) представляет собой неявную зависимость  $p_S$  от  $h_S$ . В координатах  $p_S(=p_0) - h_S(=H_\infty)$  уравнение (2.4) описывает монотонную кривую, зависящую от геометрических параметров  $R_w, R_m^*$ , характерных значений энтальпии  $h_{S0}$ , давления  $p_{S^*}$  и скорости  $V_{S^*}$ .

Далее определяется область параметров  $p_S$  и  $h_S$ , при которых могут быть смоделированы тепловые потоки в критической точке носового затупления радиуса  $R_w = 1$  м. На рис. 7 приведены зависимости  $p_S$  от  $h_S$ , полученные путем решения алгебраического уравнения (2.4) относительно  $p_S$ . Отрезки кривых 1–4, соответствующие значениям эффективного радиуса  $R_m^* = 10, 15, 25$  и  $45$  мм, ограничены рассмотренным интервалом давления  $p_S = 50-200$  мбар.

Если на поле рис. 7 нанести траекторию входа затупленного тела в атмосферу в переменных  $H_\infty - p_0$ , то точка пересечения этой траектории с какой-либо кривой 1–4 (если пересечение имеет место), определит значения скорости и высоты, для которых возможно локальное моделирование теплового потока в точке торможения на поверхности затупленного тела в дозвуковом потоке высокоэнтальпийного воздуха на ВЧ-плазмотроне ВГУ-3 с использованием соответствующей модели. С использованием набора моделей, имеющих различные эффективные радиусы, вообще говоря, возможно локальное моделирование аэродинамического нагрева для разных точек



**Рис. 8.** Тепловые потоки в лобовой точке холодной медной стандартной модели диаметром 50 мм при давлении в барокамере установки 100 гПа. 1 – ВГУ-4 (D80z60), 2 – ВГУ-3 (D80z60).

траектории. Если же стоит задача моделирования теплового потока в заданной точке траектории, то необходимо использовать модель с определенным эффективным радиусом, который вычисляется по формуле, следующей из (2.4)

$$R_m^*/R_w = (8/3k)^{-1/2} (p_{S^*}/p_S)^{\gamma(p_S)} V_{S^*}/(2h_S)^{1/2} (1 + \alpha(p_S)(h_S - h_{S0})) \quad (2.5)$$

Согласно изложенному подходу к локальному тепловому моделированию, каждой точке траектории входа в атмосферу затупленного тела с носовым затуплением известного радиуса будут соответствовать свое значение  $R_m^*$  и цилиндрическая модель с плоским носком строго определенного радиуса.

В проведенном анализе в качестве определяющих параметров дозвуковых потоков высокоэнthalпийного воздуха использованы значения энтальпии и скорости в центре выходного сечения разрядного канала мегаваттного ВЧ-плазмотрона ВГУ-3. Относительно дозвуковой струи, вытекающей в барокамеру установки, эти параметры имеют максимальные значения. Поэтому полученные результаты являются оценкой сверху для параметров, определяющих условия локального моделирования аэродинамического нагрева в установке ВГУ-3. Следует также иметь в виду, что при энтальпиях выше 50 МДж/кг, помимо конвективного теплообмена, определенную роль играет радиационный нагрев лобовой поверхности спускаемых космических аппаратов [19, 20].

Проведенный выше анализ показывает, что в ВЧ-плазмотроне ВГУ-3 возможно локальное моделирование аэродинамического нагрева в дозвуковых потоках воздуха при энтальпиях, больших чем в установке ВГУ-4. Это означает, что использование двух упомянутых установок позволяет существенно расширить диапазон реализуемых тепловых потоков. Для фактического подтверждения этого заключения в дозвуковых струях воздушной плазмы ВЧ-плазмотронов ВГУ-4 и ВГУ-3 при давлении 100 гПа проведены сравнительные эксперименты по определению тепловых потоков в области лобовой точки водоохлаждаемой медной поверхности стандартной модели диаметром 50 мм с плоским носком и скругленной боковой кромкой. Измерения в установке ВГУ-4 проведены в струях, истекающих из разрядного канала диаметром 80 мм, при расходе воздуха 2.4 г/с в диапазоне мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 30–70 кВт. Измерения в установке ВГУ-3 проведены в струях, истекающих из конического сопла диаметром 80 мм, при расходе воздуха 11.0 г/с в диапазоне мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 100–300 кВт. В обоих случаях модель находилась на расстоянии 60 мм от выходных сечений разрядных каналов. Результаты измерений, представленные на рис. 8, показывают, что использование в экспериментах двух установок ВГУ-3 и ВГУ-4 существенно расширяет диапазон тепловых потоков от 85 до 400 Вт/см<sup>2</sup>, реализуемых на модели одной геометрии.

В эксперименте на установке ВГУ-4 максимальный тепловой поток  $240 \text{ Вт/см}^2$  получен при мощности ВЧ-генератора 70 кВт, это значение сращивается с тепловым потоком, полученным на установке ВГУ-3 при мощности ВЧ-генератора 110 кВт.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе результатов численного моделирования дозвуковых течений равновесной плазмы воздуха в мегаваттном ВЧ-плазматроне ВГУ-3 (ИПМех РАН) в широком диапазоне рабочих параметров установлена универсальная аналитическая зависимость между характерными значениями скорости потока, энтальпии и давления в выходном сечении разрядного канала.

С помощью полученной зависимости для установки ВГУ-3 построена область в координатах “полная энтальпия—давление торможения”, где возможна реализация необходимых условий локального моделирования теплопередачи к точке торможения на поверхности тела с радиусом затупления носка 1 м в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха при применении моделей с эффективным радиусом 10–45 мм.

Сделанные оценки соответствуют максимальным режимам теплообмена в дозвуковых потоках высокоэнтальпийного воздуха установки ВГУ-3. В дальнейшем необходимо уточнение границ области моделирования с учетом факторов, обусловленных падением энтальпии за срезом разрядного канала вниз по дозвуковому потоку воздуха.

Теоретический анализ подтвержден прямыми измерениями тепловых потоков в лобовой точке холодной стандартной медной модели диаметром 50 мм при одинаковых значениях диаметров выходных сечений разрядных каналов 80 мм и давлениях в барокамерах установок 100 гПа.

Продемонстрировано, что использование двух установок ВГУ-3 и ВГУ-4 существенно расширяет диапазон тепловых потоков, реализуемых на модели одной геометрии.

Работа выполнена в рамках Госзадания № АААА-А20-120011690135-5.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Залогин Г.Н., Землянский Б.А., Кнотько В.Б., Мурзинов И.Н., Румынский А.Н., Кузьмин Л.А. Высокочастотный плазматрон — установка для исследований аэрофизических проблем с использованием высокоэнтальпийных газовых потоков // Космонавтика и ракетостроение. 1994. № 2. С. 22–32.
2. 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.
3. Жестков Б.Е. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 5. С. 62–77.
4. Егоров И.В., Жестков Б.Е., Шведченко В.В. Определение каталитической активности материалов при высоких температурах в гиперзвуковой трубе ВАТ-104 // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 1. С. 3–13.
5. Gordeev A.N., Kolesnikov A.F., Yakushin M.I. An Induction Plasma Application to “Buran’s” Heat Protection Tiles Ground Tests // SAMPE Journal. May/June 1992. 28(3). p. 29–33.
6. Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Актуальные проблемы механики. Физико-химическая механика жидкостей и газов. 2010. М.: Наука. С. 151–177.
7. 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-плазматроне // Изв. РАН. МЖГ. 2017. № 1. С. 160–167.
8. 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, P. 553–560, Jan. 1999.
9. Cipullo A., Helber B., Panerai F., Zeni L., Chazot O. Investigation of freestream plasma flow produced by inductively coupled plasma wind tunnel // JTHT. 2014. V. 28. Iss 3. P. 381–393. <https://doi.org/10.2514/1.T4199>
10. Auweter-Kurtz M., Kurtz H.L., Laure S. Plasma Generators for Re-Entry Simulation // JPP. 1996. V. 12. № 6. P. 1053–1061.
11. Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Kurtz H.L., Laux T., Winter M. Operational behavior of the inductively heated plasma source IPG3 for reentry simulations // JTHT. 2002. V. 16. № 3. P. 440–449. <https://doi.org/10.2514/2.6698>

12. Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Васильевский С.А. Моделирование нагрева в критической точке и определение каталитической активности поверхности для спускаемого аппарата “ЭКСПЕРТ” // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т. 9. <http://chemphys.edu.ru/issues/2010-9/articles/123>
13. 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.
14. Kolesnikov A.F. The Concept of Local Simulation for Stagnation Point Heat Transfer in Hypersonic Flows: Applications and Validation. AIAA 2000–2515, June 2000.
15. Колесников А.Ф. Условия локального подобия термохимического взаимодействия высокоэнтальпийных потоков газов с неразрушаемой поверхностью // ТВТ. 2014. Т. 52. № 1. С. 118–125.
16. Колесников А.Ф., Щелоков С.Л. Анализ условий моделирования аэродинамического нагрева в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 // Изв. РАН. МЖГ. 2021. № 2. С. 91–96.
17. Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Васильевский С.А., Тентеева Е.С. Влияние геометрии разрядного канала ВЧ-плазмотрона на теплообмен в высокоэнтальпийных дозвуковых струях воздуха // ТВТ. 2019. Т. 57. № 4. С. 509–517.
18. Vasilevskii S.A., Kolesnikov A.F., Bryzgalov A.I., Yakush S.E. Computation of inductively coupled air plasma flow in the torches // JPCS. 2018. V. 1009. P. 012027. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1009/1/012027>
19. Суржиков С.Т., Шувалов М.П. Анализ радиационно-конвективного нагрева четырех типов спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15. № 4. С. 1–18.
20. Суржиков С.Т. Пространственная задача радиационной газовой динамики командного модуля Аполлон-4 при сверхорбитальном входе в атмосферу // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 2. С. 149–160.