

## Теплообмен в высокочастотном индукционном плазмотроне ВГУ-4 при использовании щелевых сопел

© А.Н. Гордеев, А.В. Чаплыгин

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, 119526, Россия

*Экспериментально исследован теплообмен обтекаемых под углом атаки пластин в дозвуковых струях диссоциированных газов, истекающих из щелевых сопел высокочастотного индукционного плазмотрона ВГУ-4. В экспериментах использовались сопла с размерами выходных сечений  $40 \times 8$ ,  $80 \times 15$  и  $120 \times 9$  мм. Получены распределения тепловых потоков вдоль оси симметрии медных пластин в зависимости от мощности анодного питания ВЧ-генератора плазмотрона. Определены тепловые потоки к низкокаталитической поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» в зависимости от давления в барокамере установки при использовании щелевого сопла с размерами выходного сечения  $120 \times 9$  мм.*

**Ключевые слова:** ВЧ-плазмотрон, щелевое сопло, диссоциированный воздух, теплообмен, пластина под углом атаки, скоростной напор

**Введение.** При исследовании в плазмотронах образцов высокотемпературных материалов и моделей в форме плоских пластин или плиток в условиях воздействия на них диссоциированного газового потока для формирования последнего могут использоваться щелевые [1, 2] и полуэллиптические [3, 4] водоохлаждаемые сопла. Применение сопел такой формы обеспечивает более однородное распределение теплового потока на поверхности образца по сравнению с традиционно используемыми коническими соплами.

Приведены результаты экспериментального исследования режимов теплообмена в высокочастотном индукционном плазмотроне ВГУ-4 в Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (далее — ИПМех РАН) при использовании щелевых сопел с различными размерами выходного сечения. Работа является продолжением исследования [5].

Цель настоящей статьи — накопление и систематизация экспериментальных данных об особенностях теплообмена пластины под углом атаки в струях диссоциированных газов, истекающих из щелевых сопел с различными размерами выходных сечений. Полученные данные можно применять при выборе режимов испытаний образцов высокотемпературных материалов, а также для верификации результатов численного моделирования течений, реализуемых в высокочастотном индукционном плазмотроне ВГУ-4.

**Экспериментальная установка.** Эксперименты проводились в 100-киловаттном высокочастотном индукционном плазмотроне ВГУ-4, подробное описание которого приведено в [6]. Принципиаль-

ная схема испытательной камеры установки ВГУ-4 показана на рис. 1, ее основные характеристики представлены ниже:

Мощность анодного питания, кВт .....	12–72 (85*)
Частота, МГц .....	1,76
Диаметр разрядного канала, мм .....	80
Расход воздуха, г/с .....	2–6
Режим течения потока плазмы .....	Дозвуковой и сверхзвуковой
Давление в испытательной камере, гПа .....	6–1000

\*Кратковременно

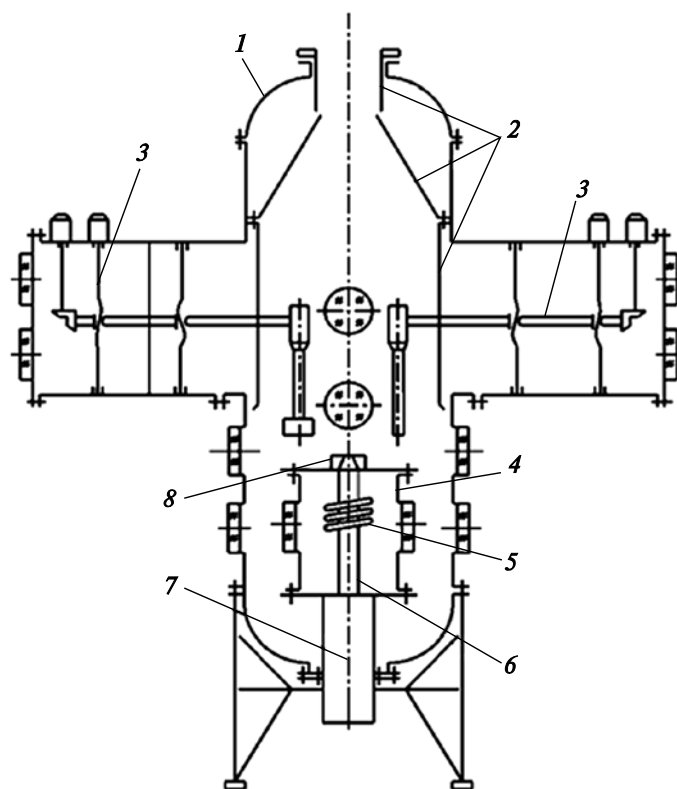


Рис. 1. Принципиальная схема испытательной камеры установки ВГУ-4:

1 — барокамера; 2 — водоохлаждаемые экраны; 3 — устройства ввода-вывода образцов, моделей и датчиков; 4 — индукторная камера; 5 — индуктор; 6 — кварцевый разрядный канал; 7 — формирователь потока газа; 8 — сопло

Индукционный плазмотрон ВГУ-4 может использоваться при моделировании термохимического взаимодействия потоков диссоциированных газов с поверхностью материалов, включая процессы абляции, окисления и катализа. Плазмотрон позволяет проводить испытания моделей и образцов материалов как осесимметричной формы, так и в форме пластин.

**Щелевые сопла.** В ИПМех РАН при исследованиях образцов материалов в форме пластин используются водоохлаждаемые щелевые сопла с различными размерами выходного сечения:  $40 \times 8$  мм,  $80 \times 15$  мм,  $120 \times 9$  мм и  $200 \times 30$  мм (рис. 2). Сопло с выходным сечением  $200 \times 30$  мм, разработанное для применения в мегаваттном плазмотроне ВГУ-3, в настоящей статье не рассматривается.

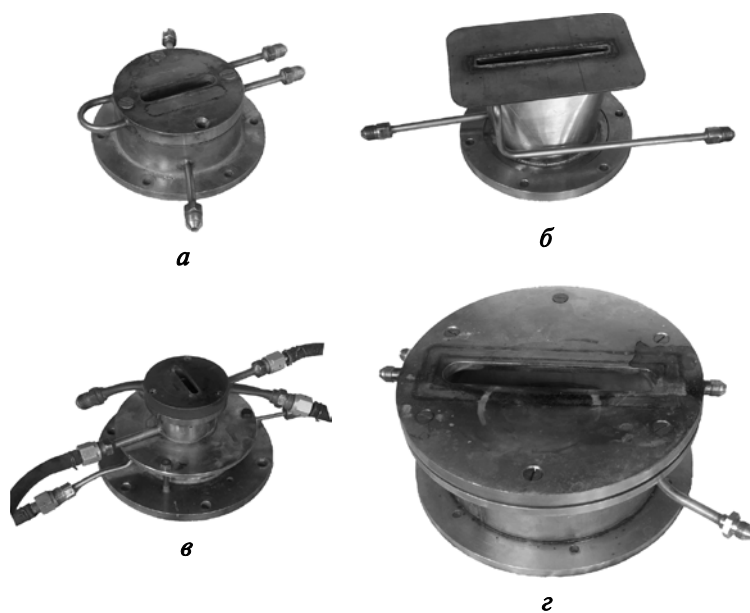
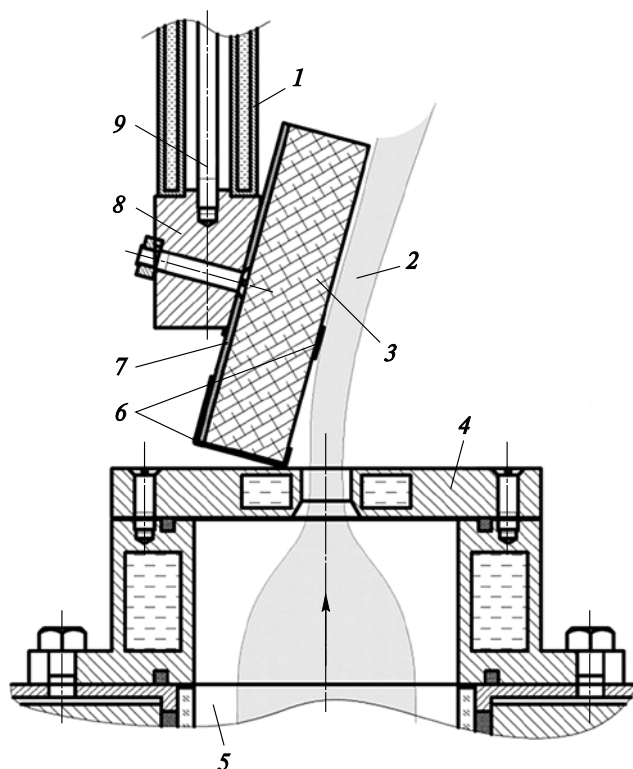


Рис. 2. Щелевые сопла с различными размерами выходного сечения:  
а —  $80 \times 15$  мм; б —  $120 \times 9$  мм; в —  $40 \times 8$  мм; г —  $200 \times 30$  мм

В процессе эксперимента образец материала располагался под углом атаки за выходным сечением сопла (рис. 3).

Выбор угловой насадки позволяет варьировать угол атаки в интервале от  $0$  до  $45^\circ$ , при необходимости возможна установка модели под отрицательным углом атаки.

**Тепловые потоки к высококatalитической медной поверхности.** Методы измерения тепловых потоков к поверхности пластины при обтекании высокоэнтальпийным газом могут различаться в зависимости от особенностей конкретной экспериментальной установки и решаемых задач.



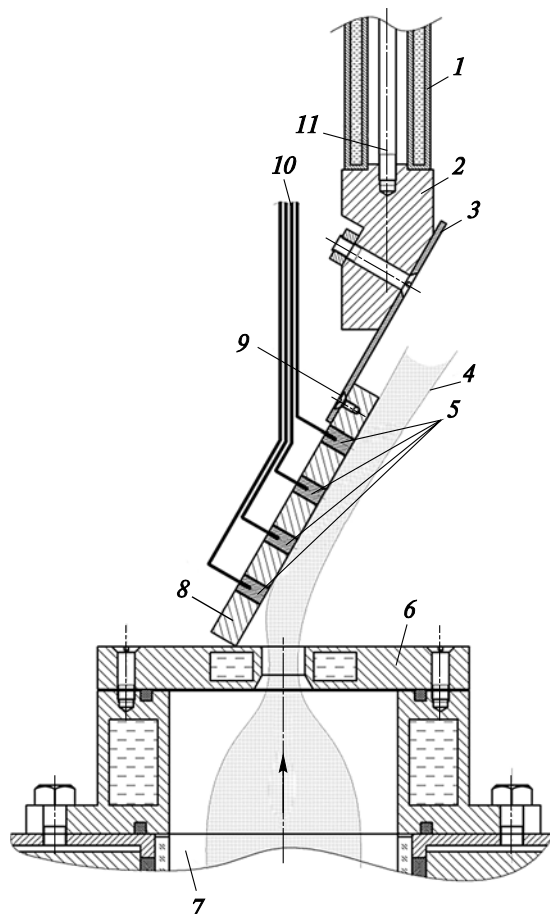
**Рис. 3.** Схема установки образца материала в эксперименте с использованием щелевого сопла:

1 — водоохлаждаемая державка; 2 — струя плазмы; 3 — испытываемый образец; 4 — водоохлаждаемое щелевое сопло; 5 — разрядный канал; 6 — монтажная скобка; 7 — монтажная пластина; 8 — угловая насадка; 9 — стяжная шпилька

В Институте гидродинамики им. фон Кармана (von Karman Institute for Fluid Dynamics, VKI) используются медные датчики теплового потока [7], работающие по принципу стационарного водоохлаждаемого калориметра [8]. В Германском аэрокосмическом центре применялся датчик теплового потока разработки фирмы Kawasaki Heavy Industries (КНИ), позволяющий проводить измерения при температуре поверхности до 1350 °С [9]. В Исследовательском центре Эймса для определения тепловых потоков применяется калибровочная пластина с калориметрами Гардона [10].

В ИПМех РАН для измерения теплового потока к высококаталитической поверхности пластины, обтекаемой под углом атаки, использовались медные неохлаждаемые модели с интегрированными в них нестационарными калориметрическими датчиками тепловых потоков [11, 12]. Каждый датчик представлял собой цилиндр из бескислородной меди (медь в дозвуковых потоках воздуха и азота имеет наиболее высокую каталитическую активность [13]) с термопарой типа К на тыльной стороне. Калориметры устанавливались в пласти-

ну, как это показано на рис. 4. В зазор между калориметром и моделью вставлялись три кевларовые нити, чтобы обеспечить фиксацию датчика в гнезде модели и отсутствие прямого теплового контакта между его боковой поверхностью и моделью.



**Рис. 4.** Схема установки модели-пластины для измерения тепловых потоков в эксперименте с использованием щелевого сопла:

1 — водоохлаждаемая державка; 2 — угловая насадка;  
3 — монтажная пластина; 4 — струя плазмы; 5 —  
медные цилиндрические вставки ( $\varnothing 6$ ); 6 — водоохла-  
ждаемое щелевое сопло; 7 — разрядный канал; 8 —  
медная пластина ( $100 \times 100 \times 10$  мм); 9 — крепежный винт;  
10 — термопары; 11 — стяжная шпилька

Важным условием корректного измерения теплового потока является минимизация теплопередачи от датчика к модели, в которой он установлен. В работе [11] принято, что допускаемые тепловые потери не должны превышать 5 %. Была проведена оценка тепловых потерь для использовавшихся датчиков, основанная на сравнении темпа повышения температуры нагреваемого калориметра с темпом

снижения температуры калориметра в начальный момент его остывания [14]. Определенные таким образом тепловые потери не превышали 2,5 %. Помимо тепловых потерь на получаемые с помощью нестационарного калориметрического датчика значения тепловых потоков могут влиять погрешности измерения массы датчика, площади теплопринимающей поверхности и изменения температуры тыльной поверхности; неопределенность значения теплоемкости материала датчика; состояние теплопринимающей поверхности (наличие загрязнений и оксидной пленки). В [12, 15–18] показано, что погрешность измерений, проводимых с помощью нестационарных калориметрических датчиков с термпарной регистрацией, находится в пределах 5...10 %.

В экспериментах со щелевыми соплами, имеющими выходные сечения размерами  $120 \times 9$  мм и  $80 \times 15$  мм, применялась медная модель — пластина размерами  $100 \times 100 \times 10$  мм. Датчики располагались вдоль вертикальной оси симметрии пластины на расстоянии 20, 40, 60 и 80 мм от нижнего края ее лицевой поверхности. Масса каждого датчика составляла  $2,51 \pm 0,01$  г, диаметр — 6 мм, высота — 10 мм.

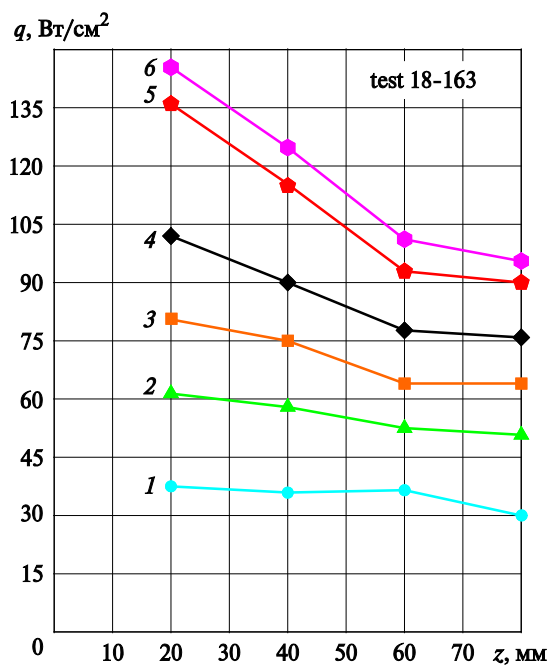
Для сопла с выходным сечением размерами  $40 \times 8$  мм при измерениях использовалась другая медная модель — пластина размерами  $50 \times 50 \times 10$  мм. Датчики располагались вдоль вертикальной оси симметрии пластины на расстоянии 10, 20, 30 и 40 мм от нижнего края лицевой поверхности. Масса каждого датчика составляла  $1,69 \pm 0,01$  г, диаметр — 5 мм, высота — 10 мм.

Эксперименты проводились при массовом расходе воздуха 2,4 г/с и давлениях в барокамере установки 50 и 100 гПа. Для сопла с размерами выходного сечения  $40 \times 8$  мм дополнительно измерялся тепловой поток в среде азота (100 %  $N_2$ ) и смеси азота с углекислым газом (30 %  $CO_2 + 70$  %  $N_2$ ) при массовом расходе 2,4 г/с. Пластины во всех случаях устанавливались под углом атаки  $15^\circ$ .

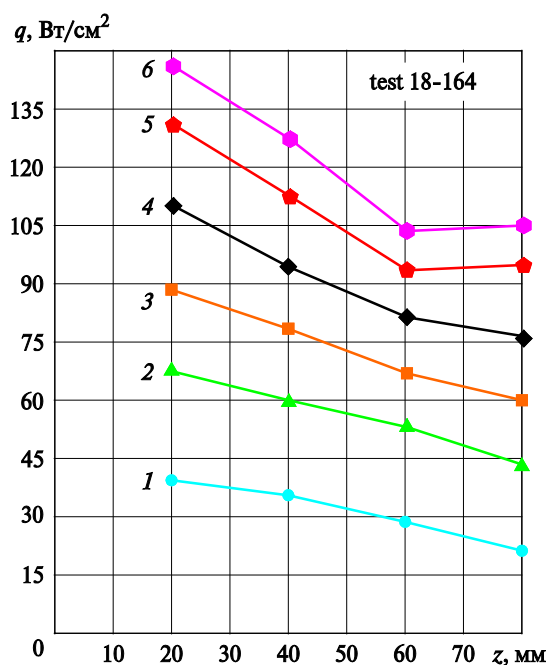
Результаты измерений тепловых потоков при различных значениях мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию приведены на рис. 5–7. На всех представленных графиках:  $z$  — координата, отсчитываемая по поверхности пластины от среза сопла, мм;  $q$  — плотность теплового потока, Вт/см<sup>2</sup>.

Максимальные тепловые потоки при заданном угле атаки для сопел с размерами выходных сечений  $80 \times 15$  и  $120 \times 9$  мм близки и составляют  $\sim 150$  Вт/см<sup>2</sup>. Однако при использовании сопла с выходным сечением  $120 \times 9$  мм градиент теплового потока вдоль вертикальной оси симметрии пластины выше. При мощности анодного питания ВЧ-генератора плазмотрона 70 кВт и давлении в барокамере 50 гПа тепловой поток на расстоянии 40 мм от передней кромки пластины составил:

- 105 Вт/см<sup>2</sup> — для сопла с выходным сечением  $120 \times 9$  мм;
- 125 Вт/см<sup>2</sup> — для сопла с выходным сечением  $80 \times 15$  мм.

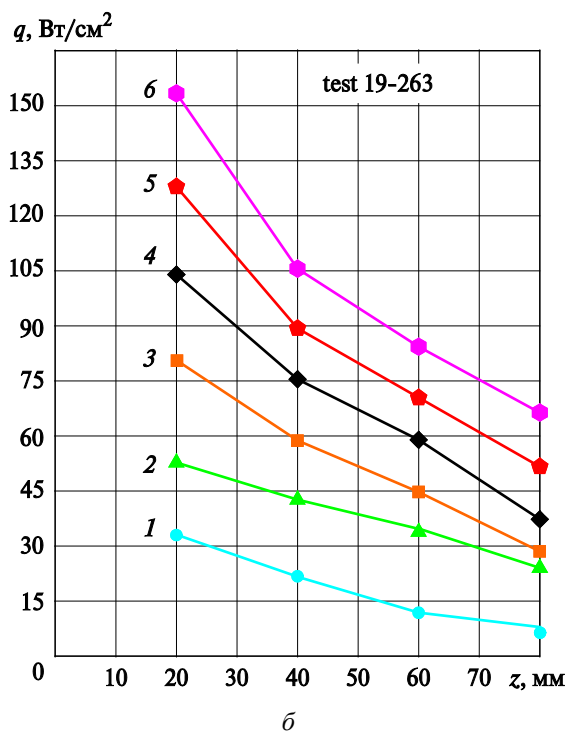
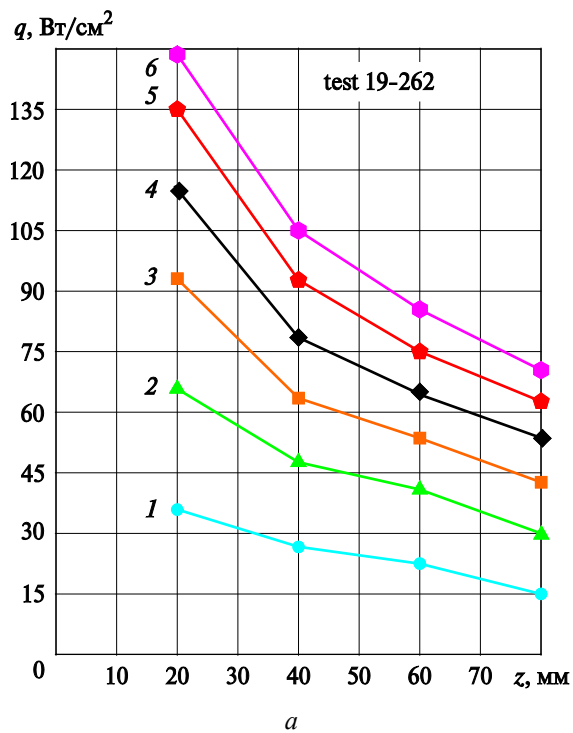


a



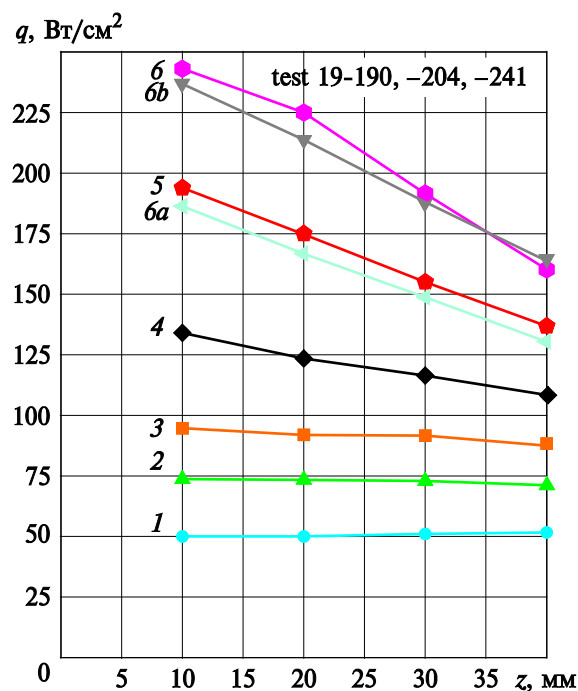
б

**Рис. 5.** Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины при давлении 50 ГПа (а) и 100 ГПа (б) и угле атаки  $15^\circ$  для сопла с выходным сечением размерами  $80 \times 15$  мм при следующих значениях  $N$ , кВт: 20 (1), 30 (2), 40 (3), 50 (4), 60 (5), 70 (6)



**Рис. 6.** Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины при давлении 50 гПа (а) и 100 гПа (б) и угле атаки  $15^\circ$  для сопла с выходным сечением размерами  $120 \times 9$  мм при следующих значениях  $N$ , кВт: 20 (1), 30 (2), 40 (3), 50 (4), 60 (5), 70 (6)





**Рис. 7.** Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины при давлении 100 гПа и угле атаки  $15^\circ$  для сопла с размерами выходного сечения  $40 \times 8$  мм при следующих значениях  $N$ , кВт: 20 (1), 30 (2), 40 (3), 50 (4), 60 (5), 70 (6); 70 (6a) (30 %  $\text{CO}_2$  + 70 %  $\text{N}_2$ ); 70 (6b) (100 %  $\text{N}_2$ )

Преимуществом сопла с выходным сечением размерами  $120 \times 9$  мм по сравнению с соплом с выходным сечением размерами  $80 \times 15$  мм является ширина нагреваемой области поверхности образца, что показано далее на примере моделирования обтекания низкокatalитической теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран».

Максимальный тепловой поток, достигнутый на поверхности пластины размером  $50 \times 50$  мм при давлении 100 гПа и угле атаки  $15^\circ$ , в случае использования сопла с выходным сечением размерами  $40 \times 8$  мм при мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 70 кВт составил  $244 \text{ Вт/см}^2$ . При низких и средних мощностях ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию (20...40 кВт) для этого сопла наблюдалось практически безградиентное распределение теплового потока вдоль оси симметрии модели, что при испытаниях высокотемпературных материалов позволяет обеспечить равномерный нагрев поверхности образца.

При мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 70 кВт на медной пластине размером  $50 \times 50 \times 10$  мм были измерены тепловые потоки в струях азота (100 %  $\text{N}_2$ ) и газовой смеси азота и углекислого газа (70 %  $\text{N}_2$  + 30 %  $\text{CO}_2$ ), истекающих из щелевого сопла с выходным сечением размерами  $40 \times 8$  мм. Соотношения ком-

понентов смеси приведены в процентах от суммарного массового расхода. Массовый расход компонентов смеси измерялся с помощью электронных расходомеров Bronkhorst MV-306 с инструментальной погрешностью, не превышающей  $\pm 1,5\%$ .

Результаты измерений (кривые *6a* и *6b* на рис. 7) показали, что тепловые потоки, реализуемые в струях чистого азота, практически равны потокам, достигнутому на том же режиме в струе воздушной плазмы. Использование смеси из  $70\% \text{ N}_2 + 30\% \text{ CO}_2$  в качестве рабочего газа приводит к снижению тепловых потоков более чем на  $20\%$  по сравнению с азотом и воздухом.

**Тепловые потоки к низкокatalитической поверхности.** Для низкотеплопроводного материала тепловой поток в установившемся режиме может быть определен по закону Стефана — Больцмана:

$$q_w = \varepsilon_t \sigma T_w^4, \quad (1)$$

где  $q_w$  — плотность поверхностного теплового потока;  $\varepsilon_t$  — интегральная степень черноты поверхности;  $\sigma$  — постоянная Стефана — Больцмана;  $T_w$  — установившаяся температура поверхности (равновесная радиационная температура).

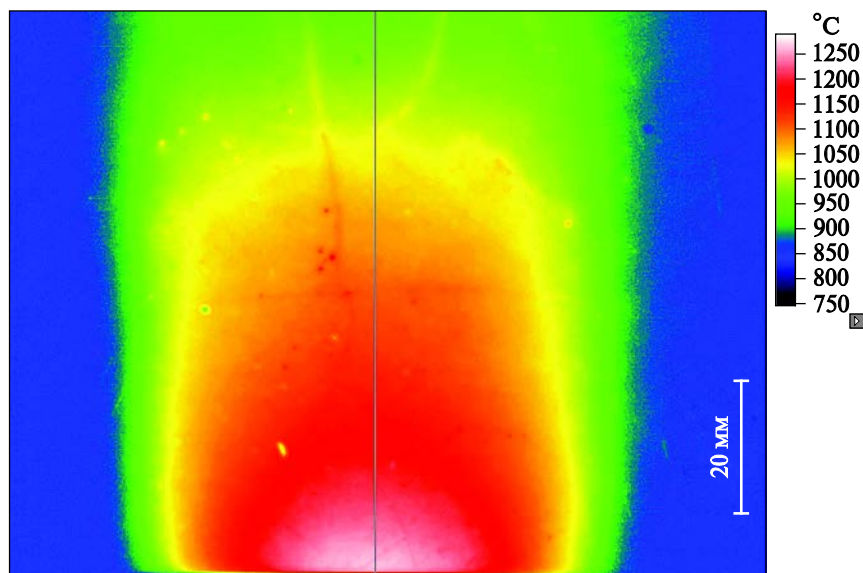
На основе приведенного соотношения были определены тепловые потоки к поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» с черным низкокatalитическим покрытием.

Для формирования потока плазмы применялось щелевое сопло с выходным сечением  $120 \times 9$  мм. Плитка размером  $150 \times 150$  мм устанавливалась под углом атаки  $0^\circ$ . Эксперименты проводились при давлении в камере установки 25, 50 и 100 гПа и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 40 кВт.

Поле температур поверхности регистрировалось термовизором «Тандем VS-415U», на котором предварительно установили спектральную степень черноты поверхности на длине волны  $0,9$  мкм. Инструментальная погрешность измерений не превышает  $\pm 15^\circ \text{C}$ . Для расчета тепловых потоков по формуле Стефана — Больцмана необходимо знать значение величины интегральной степени черноты поверхности материала. На основе данных [19] спектральная степень черноты поверхности плитки была принята  $\varepsilon_\lambda = 0,87$ , интегральная степень черноты  $\varepsilon_t = 0,89$ .

Распределение температуры по поверхности плитки в ходе эксперимента при давлении в затопленном пространстве 25 гПа приведено на рис. 8 (черная вертикальная линия соответствует оси симметрии плитки и сопла).

В использованной формуле не учитывались возможные тепловые потери из-за процесса теплопередачи в объеме материала плитки. С целью их оценки была решена нестационарная одномерная задача теплопроводности.



**Рис. 8.** Термовизионное изображение поверхности теплозащитной плитки (мощность анодного питания 40 кВт; давление в затопленном пространстве 25 гПа)

Плотность основного материала плитки ТЗМК-10 составляет  $150 \text{ кг/м}^3$  [20]. Теплоемкость материала как функция температуры принималась по данным для кварца [21]. Для расчета эффективной теплопроводности пористой теплозащитной плитки использовались рекомендации, приведенные в [22].

Расчет показал, что тепловые потери в результате теплопередачи в объеме материала плитки с момента начала нагрева в интервале температур поверхности от 1000 до  $1300 \text{ }^\circ\text{C}$  через 60 с не превышают 5 %, причем с возрастанием температуры поверхности доля тепловых потерь уменьшается.

Полученные на основе анализа термоизображений пространственные представления распределения теплового потока по поверхности плитки в зависимости от давления приведены на рис. 9. Ось  $x$  направлена вдоль вертикальной оси симметрии пластины.

На рис. 9 видно, что с увеличением давления в барокамере установки существенно уменьшается площадь нагреваемого участка поверхности плитки. Оптимальные режимы лежат в области давлений ниже 50 гПа. При давлении 100 гПа распределение теплового потока оказалось неприемлемо для проведения испытаний. Ширина нагреваемого участка составила  $\sim 70$  мм при давлении 50 гПа. В экспериментах с применением сопла с выходным сечением размерами  $80 \times 15$  мм ширина нагреваемого участка не превышала 40 мм [5] при том же давлении.

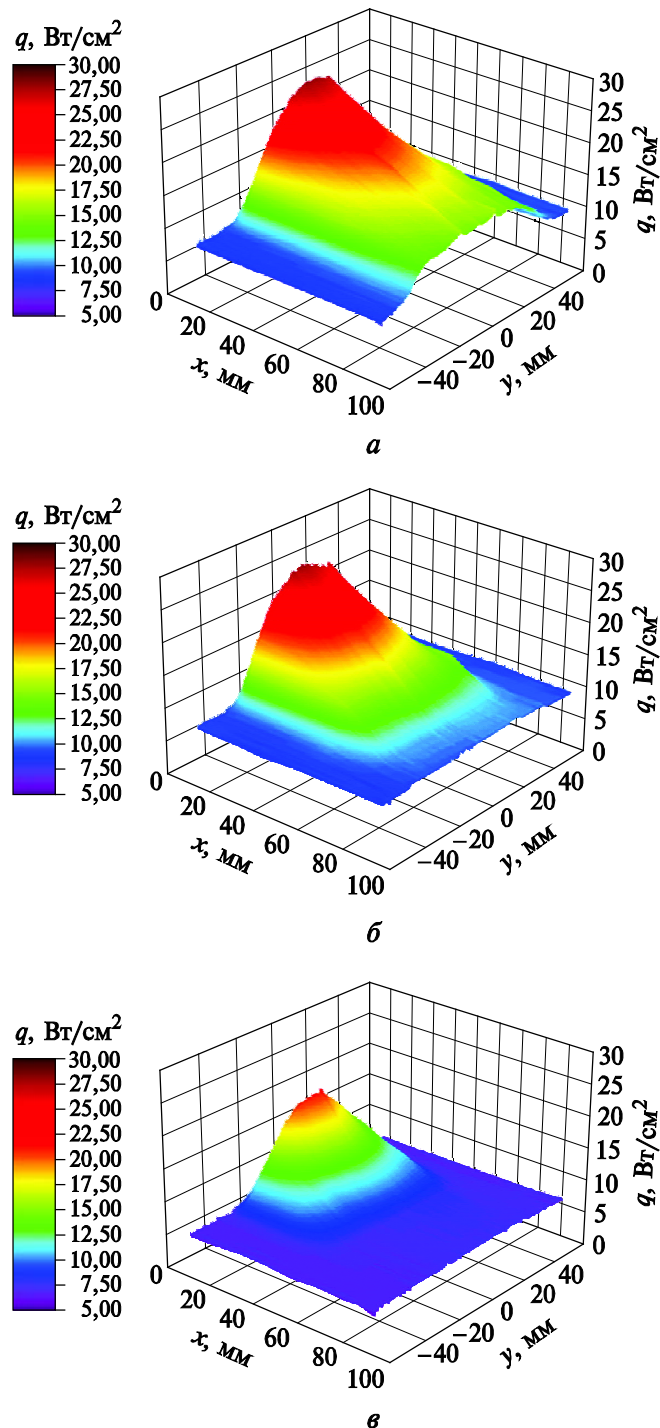


Рис. 9. Пространственное представление распределения тепловых потоков по поверхности плитки при мощности плитки 40 кВт и давлении в барокамере 25 ГПа (*a*), 50 ГПа (*б*) и 100 ГПа (*в*)

**Скоростные напоры.** Измерение давлений в потоках плазмы является достаточно трудоемкой задачей. Чаще всего используются методы, основанные на введении в струю трубки полного напора [23, 24].

Для сопла с выходным сечением  $80 \times 15$  мм в дозвуковом режиме истечения были измерены динамические давления  $p_{dyn}$  (скоростные напоры) в зависимости от мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию и расстояния до выходного сечения сопла при постоянном массовом расходе воздуха  $g_{air}$ , составлявшем 2,4 г/с. Измерения производились вдоль оси симметрии струи.

Динамическое давление измерялось как разность между давлением торможения  $p_0$  на оси струи и статическим давлением на стенке барокамеры  $p_t$ . Указанные физические величины измерялись с помощью датчиков давления «Элемер» АИР-20/М2-ДА модель 030 (установленный диапазон измерений 0...1100 гПа, погрешность 0,1 %). Для измерения давления торможения  $p_0$  применялась медная водоохлаждаемая трубка Пито с приемным отверстием диаметром 3,5 мм, выполненная в виде цилиндра с полусферическим притуплением радиусом 8 мм.

Результаты измерений представлены на рис. 10, из которого видно, что по мере удаления от выходного сечения скоростной напор падает. Увеличение мощности, вкладываемой в разряд, приводит к росту скоростного напора. Повышение давления в затопленном пространстве (статического давления на стенке барокамеры) приводит к снижению скоростного напора.

При измерениях с помощью насадков полного напора необходимо учитывать влияние эффектов, связанных с вязкостью, смещением эффективного центра трубки, пульсациями скорости [24]. Для ламинарного струйного течения поправка, обусловленная пульсациями скорости, отсутствует [25]. Трубка была расположена на оси симметрии струи, поэтому смещение эффективного центра трубки, обусловленное поперечным градиентом скорости, также отсутствовало.

Диаметр применявшейся трубки Пито (16 мм) превышает ширину выходного сечения щелевого сопла (15 мм), и датчик может оказывать влияние на структуру исследуемого дозвукового течения. По этой причине не проводились измерения динамических давлений для сопел, где погрешность от воздействия датчика может быть велика (щелевые сопла с размерами выходного сечения  $40 \times 8$  мм и  $120 \times 9$  мм). Для их исследования требуется изготовление датчика меньшего диаметра, способного эффективно работать в высокоэнтальпийном газовом потоке.

При исследованиях в VKI на высокочастотном индукционном плазмотроне мощностью 1,2 МВт используется водоохлаждаемая трубка Пито с внешним диаметром 12 мм и диаметром приемного отверстия 2 мм [26], а на плазмотроне мощностью 15 кВт — трубка

с внешним диаметром 6 мм и диаметром приемного отверстия 0,8 мм [27]. В ИПМех РАН на установке ВГУ-2 использовалась трубка Прандтля с внешним диаметром 5 мм и диаметрами приемных отверстий 1 мм, но ее интерфейс несовместим с ВГУ-4.

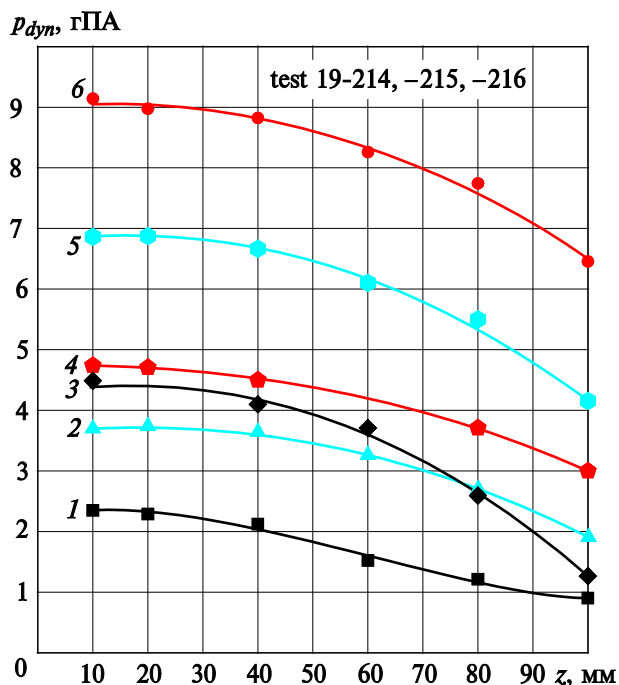


Рис. 10. Скоростные напоры  $p_{dyn}$  на вертикальной оси симметрии щелевого сопла с выходным сечением  $80 \times 15$  мм в зависимости от мощности анодного питания  $N$ , давления в затопленном пространстве  $p_t$  и расстояния до выходного сечения сопла  $z$ :

1 —  $p_t = 100$  гПа,  $N = 20$  кВт; 2 —  $p_t = 100$  гПа,  $N = 40$  кВт;  
 3 —  $p_t = 50$  гПа,  $N = 20$  кВт; 4 —  $p_t = 100$  гПа,  $N = 60$  кВт;  
 5 —  $p_t = 50$  гПа,  $N = 40$  кВт; 6 —  $p_t = 50$  гПа,  $N = 60$  кВт

Для трубок Пито малого диаметра при низких числах Рейнольдса в расчетах динамического давления следует использовать модель [28], учитывающую возможный эффект Баркера [29].

Для щелевого сопла с выходным сечением размерами  $80 \times 15$  мм диаметр эквивалентного по площади сопла с круглым выходным сечением составляет  $\sim 38,3$  мм. В [30] динамические давления на оси струи, истекающей из конического сопла с выходным сечением диаметром 40 мм при тех же режимах, отличаются от приведенных здесь результатов для струи, создаваемой щелевым соплом, на величину, не превышающую 1 гПа. Можно заключить, что полученные результаты, несмотря на обозначенные сложности и потенциальные источники погрешностей при измерениях, допустимо привести в качестве оценки скоростных напоров для исследуемого сопла.

**Заключение.** При исследовании режимов теплообмена пластины, обтекаемой под углом атаки струями плазмы, истекающими из щелевых сопел высокочастотного индукционного плазмотрона ВГУ-4, авторами настоящей статьи были получены следующие данные.

Измерены распределения тепловых потоков вдоль оси симметрии высококаталитической медной пластины, установленной под углом атаки  $15^\circ$ , в зависимости от мощности анодного питания ВЧ-генератора. Максимальные реализованные тепловые потоки при заданном угле атаки, и давлении в барокамере установки 50 гПа для сопел с размерами выходных сечений  $80 \times 15$  и  $120 \times 9$  мм оказались близки и составили  $\sim 150$  Вт/см<sup>2</sup>. Максимальный тепловой поток на поверхности медной пластины для сопла с выходным сечением  $40 \times 8$  мм при давлении 100 гПа составил 244 Вт/см<sup>2</sup>. Измерены тепловые потоки на медной пластине в струях азота (100 % N<sub>2</sub>) и газовой смеси азота и углекислого газа (70 % N<sub>2</sub> + 30 % CO<sub>2</sub>), истекающих из щелевого сопла с выходным сечением размерами  $40 \times 8$  мм. Тепловые потоки в струях чистого азота близки к потокам в струях воздушной плазмы. Использование смеси из 70 % N<sub>2</sub> и 30 % CO<sub>2</sub> приводит к снижению тепловых потоков более чем на 20 % по сравнению с азотом и воздухом.

Получены распределения тепловых потоков на поверхности низкокatalитической теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» при использовании щелевого сопла с выходным сечением размерами  $120 \times 9$  мм для различных давлений в барокамере установки. Оптимальное распределение достигается при давлении 25 гПа. При давлении 100 гПа для выбранного сопла наблюдается крайне неравномерное распределение теплового потока.

С помощью трубки Пито были измерены давления потока на оси струи, создаваемой щелевым соплом с размерами выходного сечения  $80 \times 15$  мм. Значения скоростных напоров носят оценочный характер, для их уточнения требуется изготовление трубки Пито меньшего диаметра.

*Работа выполнена в рамках государственного задания (номер госрегистрации АААА-А20-120011690135-5).*

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Новые режимы течения и теплообмена плазмы в высокочастотном индукционном плазматроне ВГУ-4. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2008, т. 7.  
URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2008-7/articles/453/> (дата обращения 18.11.2019).
- [2] Bityurin V.A., Bocharov A.N., Baranov D.S., Krasilnikov A.V., Knotko V.B., Plastinin Y.A. Experimental study of flow parameters and MHD generator models at high frequency plasmatron. In: *The 15th International Conference on*

- MHD Energy Conversion and the 6th International Workshop on MagnetoPlasma Aerodynamics, IVTAN*. Moscow, 2005, pp. 444.
- [3] Balter-Peterson A., Nichols F., Mifsud B., Love W. Arc jet testing in NASA Ames Research Center thermophysics facilities. In: *4th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. 1992, pp. 5041.
- [4] Terrazas-Salinas I., Cornelison C. *Test Planning Guide for NASA Ames Research Center Arc Jet Complex and Range Complex*. Space Technology Division, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, 2009, vol. 94035, pp. 20–21.
- [5] Гордеев А.Н., Чаплыгин А.В. Экспериментальное исследование теплообмена диссоциированного потока воздуха с плоской пластиной под углом атаки в ВЧ-плазматроне. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2019, т. 20, вып. 1. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.1.780>
- [6] Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Высокочастотные индукционные плазматроны серии ВГУ. В сб.: *Актуальные проблемы механики: Физико-химическая механика жидкостей и газов*. Москва, Наука, 2010, с. 151–177.
- [7] Viladegut A., Chazot O. OFF-Stagnation point testing in plasma facility. In: *Progress in Flight Physics*, 2015, vol. 7, pp. 113–122. DOI: 10.1051/eucass/201507113
- [8] *ASTM E422-05(2016), Standard Test Method for Measuring Heat Flux Using a Water-Cooled Calorimeter*. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. URL: <https://www.astm.org/Standards/E422.htm> (дата обращения 18.11.2019).
- [9] Gülham A., Esser B. A study on heat flux measurements in high enthalpy flows. In: *35th AIAA Thermophysics Conference*, 2001, pp. 3011.
- [10] Gokcen T., Hui F., Taunk J., Noyes E., Schickele D. Calibration of the Truncated Panel Test Arc-Jet Facility. In: *41st AIAA Thermophysics Conference*, 2009, pp. 4090. DOI: 10.2514/6.2009-4090
- [11] *ASTM E457-08(2015), Standard Test Method for Measuring Heat-Transfer Rate Using a Thermal Capacitance (Slug) Calorimeter*. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2015. URL: <https://www.astm.org/Standards/E457.htm> (дата обращения 18.11.2019).
- [12] Anderson L.A. Effect of surface catalytic activity on stagnation heat-transfer rates. *AIAA Journal*, 1973, vol. 11, no. 5, pp. 649–656. DOI: 10.2514/3.6806
- [13] Kolesnikov A.F. The Aerothermodynamic simulation in sub- and supersonic high-enthalpy jets: experiment and theory. In: *Proc. 2nd European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*. ESA Publication Division, European Space Agency, Noordwijk, The Netherlands. ESA SP-367, 1995. pp. 583–590.
- [14] Магунов А.Н. *Теплообмен неравновесной плазмы с поверхностью*. Москва, Физматлит, 2005, с. 53–55.
- [15] Coleman H.W., Steel W.G. *Experimentation and Uncertainty analysis for engineers*. New York, Wiley Interscience, p. 42.
- [16] Esposito A., De Rosa F., Caso V., Parente F. Design of slug calorimeters for re-entry tests. *NASA Tech. Pap.*, 2010, vol. 2, no. 2, p. 4.
- [17] Nawaz A., Santos J. Assessing Calorimeter Evaluation Methods in Convective Heat Flux Environments. In: *10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*. Chicago, Illinois, 28 June 2010 – 01 July 2010. Chicago, 2010, p. 4905.
- [18] Smith S.F. *Investigation of subsonic and supersonic flow characteristics of an inductively coupled plasma facility*. Graduate College dissertations and theses. University of Vermont, 2013, pp. 31–34.



- [19] Дождиков В.С., Петров В.А. Излучательные характеристики теплозащитных материалов орбитального корабля «Буран». *Инженерно-физический журнал*, 2000, т. 73, № 1, с. 26–30.
- [20] Гофин М.Я. Теплозащитная конструкция многоразового орбитального корабля. *Авиационно-космические системы*. Москва, МАИ, 1997, с. 136–144.
- [21] Лeko В.К., Мазурин О.В. *Свойства кварцевого стекла*. Ленинград, Наука, 1985, с. 94–97.
- [22] Нейланд В.Я., Тумин А.М. *Аэротермодинамика воздушно-космических самолетов*. Жуковский, ФАЛТ МФТИ, 1991, с. 136–154.
- [23] Дресвин С.В. *Физика и техника низкотемпературной плазмы*. Москва, Атомиздат, 1972, с. 127–136.
- [24] Воропаев А.А., Дресвин С.В., Клубникин В.С. Измерение скорости течения плазмы трубкой полного напора. *ТВТ*, 1969, т. 7, вып. 4, с. 633–640.
- [25] Абрамович Г.Н., ред. *Турбулентное смешение газовых струй*. Москва, Наука, 1974, с. 10.
- [26] Bottin B., Chazot O., Carbonaro M., Van Der Haegen V., Paris S. The VKI Plasmatron Characteristics and Performance. *Measurement Techniques for High Temperature and Plasma Flows*. J.M. Charbonnier and G.S.R. Sarma, ed. NATO Research and Technology Organization, Neuilly-sur-Seine, France, 1999, pp. 1–27.
- [27] Chazot O., Pereira Gomes J., Carbonaro M. Characterization of a “mini-plasmatron” facility by pitot probe measurements. *29th AIAA, Plasmadynamics and Lasers Conference*. Albuquerque, NM, 15–18 June, 1998. Albuquerque, 1998, art. 2478. DOI: 10.2514/6.1998-2478
- [28] Carleton F.E., Kadlec R.H. Impact Tube gas Velocity Measurement at High Temperatures. *AIChE Journal*, 1972, vol. 18, no. 5, pp. 1065–1067.
- [29] Barker M. On the Use of very small Pitot Tubes for Measuring Wind velocity. *Proceeding of the Royal Society, Series A*, 1922, no. 101, pp. 435–445.
- [30] Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Васильевский С.А., Тептеева Е.С. Влияние геометрии разрядного канала ВЧ-плазматрона на теплообмен в высокоэнтальпийных дозвуковых струях воздуха. *ТВТ*, 2019, т. 57, № 4, с. 509–517.

Статья поступила в редакцию 26.12.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Гордеев А.Н., Чаплыгин А.В. Теплообмен в высокочастотном индукционном плазматроне ВГУ-4 при использовании щелевых сопел. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 2.  
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-2-1953>

**Гордеев Андрей Николаевич** — канд. физ.-мат. наук, ведущий научный сотрудник лаборатории «Взаимодействия плазмы и излучения с материалами» ИПМех РАН. e-mail: a\_gord@mail.ru

**Чаплыгин Алексей Владимирович** — ведущий инженер лаборатории «Взаимодействия плазмы и излучения с материалами» ИПМех РАН. e-mail: alchapl87@gmail.com

## Heat transfer in HF induction plasmatron VGU-4 with the use of slit nozzles

© A.N. Gordeev, A.V. Chaplygin

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences,  
Moscow, 119526, Russia

*Heat transfer of subsonic jets of dissociated gas flowing from slit nozzles with outlet sections of  $40 \times 8$ ,  $80 \times 15$  and  $120 \times 9$  mm with the plate surface at an angle of attack was experimentally studied in the HF-plasmatron VGU-4. Heat flux distributions along the axis of symmetry of the copper plates were obtained depending on the power of the anode supply of the HF-generator and the slit nozzle geometry. Heat fluxes on the low-catalytic surface of the heat-shielding tile of the «Buran» orbiter were determined depending on the pressure in the plasmatron chamber when using a slit nozzle with an outlet section of  $120 \times 9$  mm.*

**Keywords:** HF-plasmatron, slit nozzle, dissociated air, heat transfer, plate at the angle of attack, velocity head

*The work was done as part of the state assignment (state registration number AAAA-A20-120011690135-5).*

### REFERENCES

- [1] Gordeev A.N., Kolesnikov A.F. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike — Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2008, vol. 7. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2008-7/articles/453/> (accessed November 18, 2019).
- [2] Bituyurin V.A., Bocharov A.N., Baranov D.S., Krasilnikov A.V., Knotko V.B., Plastinin Y.A. Experimental study of flow parameters and MHD generator models at high frequency plasmatron. In: *The 15th International Conference on MHD Energy Conversion and the 6th International Workshop on MagnetoPlasma Aerodynamics, IVTAN*. Moscow, 2005, pp. 444.
- [3] Balter-Peterson A., Nichols F., Mifsud B., Love W. Arc jet testing in NASA Ames Research Center thermophysics facilities. In: *4th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. 1992, pp. 5041.
- [4] Terrazas-Salinas I., Cornelison C. *Test Planning Guide for NASA Ames Research Center Arc Jet Complex and Range Complex*. Space Technology Division, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, 2009, vol. 94035, pp. 20–21.
- [5] Gordeev A.N. Chaplygin A.V. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike — Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2019, vol. 20, no. 1. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.1.780>
- [6] Gordeev A.N., Kolesnikov A.F. Vysokochastotnye induktsionnye plazmotrony serii VGU [High frequency induction plasma torches of VGU series]. In: *Sb. Aktualnye problemy mekhaniki: Fiziko-himicheskaya mekhanika zhidkostey i gazov* [Current problems of mechanics: physico-chemical mechanics of liquids and gases]. Moscow, Nauka Publ., 2010, pp. 151–177.
- [7] Viladegut A., Chazot O. OFF-Stagnation point testing in plasma facility. In: *Progress in Flight Physics*, 2015, vol. 7, pp. 113–122. Available at: <https://doi.org/10.1051/eucass/201507113>

- [8] ASTM E422-05(2016), *Standard Test Method for Measuring Heat Flux Using a Water-Cooled Calorimeter*. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2016. Available at: <https://www.astm.org/Standards/E422.htm> (accessed November 18, 2019).
- [9] Gllham A., Esser B. A study on heat flux measurements in high enthalpy flows. In: *35th AIAA Thermophysics Conference*, 2001, pp. 3011.
- [10] Gokcen T., Hui F., Taunk J., Noyes E., Schickele D. Calibration of the Truncated Panel Test Arc-Jet Facility. In: *41st AIAA Thermophysics Conference*, 2009, pp. 4090. <https://doi.org/10.2514/6.2009-4090>
- [11] ASTM E457-08(2015), *Standard Test Method for Measuring Heat-Transfer Rate Using a Thermal Capacitance (Slug) Calorimeter*. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2015. Available at: <https://www.astm.org/Standards/E457.htm> (accessed November 18, 2019).
- [12] Anderson L.A. Effect of surface catalytic activity on stagnation heat-transfer rates. *AIAA Journal*, 1973, vol. 11, no. 5, pp. 649–656. <https://doi.org/10.2514/3.6806>
- [13] Kolesnikov A.F. The Aerothermodynamic Simulation in Sub- and Supersonic High-Enthalpy Jets: Experiment and Theory. In: *Proc. 2nd European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*. ESA Publication Division, European Space Agency, Noordwijk, The Netherlands. ESA SP-367, 1995, pp. 583–590.
- [14] Magunov A.N. *Teploobmen neravnovesnoy plazmy s poverkhnost'yu* [Heat transfer from a non-equilibrium plasma to a surface]. Moscow, Fizmatlit, 2005, pp. 53–55.
- [15] Coleman H.W., Steel W.G. *Experimentation and Uncertainty analysis for engineers*. New York, Wiley Interscience, p. 42.
- [16] Esposito A., De Rosa F., Caso V., Parente F. Design of slug calorimeters for re-entry tests. *NASA Tech. Pap.*, 2010, vol. 2, no. 2, p. 4.
- [17] Nawaz A., Santos J. Assessing Calorimeter Evaluation Methods in Convective Heat Flux Environments. In: *10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*. Chicago, Illinois, 28 June 2010 – 01 July 2010. Chicago, 2010, p. 4905.
- [18] Smith S.F. *Investigation of subsonic and supersonic flow characteristics of an inductively coupled plasma facility*. Graduate College dissertations and theses. University of Vermont, 2013, pp. 31–34.
- [19] Dozhdikov V.S., Petrov V.A. *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal — Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2000, vol. 73, no. 1, pp. 26–30.
- [20] Gofin M.Ya. Teplozashchitnaya konstruktsiya mnogorazovogo orbital'nogo korablya [Heat-shielding design of a reusable orbital ship]. In: *Aviatsionno-kosmicheskkiye sistemy* [Aerospace systems]. Moscow, MAI, 1997, pp. 136–144.
- [21] Leko V.K., Mazurin O.V. *Svoystva kvartseвого stekla* [Properties of quartz glass]. Leningrad, Nauka Publ., Leningrad branch, 1985, pp. 94–97.
- [22] Neyland V.Ya., Tumin A.M. *Aerotermodinamika vozdušno-kosmicheskikh samoletov* [Aerothermodynamics of aerospace aircraft]. Zhukovskiy, Faculty of Aeromechanics and Aircraft Engineering, MIPT Publ., 1991, pp. 136–154.
- [23] Dresvin S.V. *Fizika i tekhnika nizkotemperaturnoy plazmy* [Physics and technology of low-temperature plasma]. Moscow, Atomizdat Publ., 1972, pp. 127–136.
- [24] Voropaev A.A., Dresvin S.V., Klubnikin V.S. *Teplofizika vysokikh temperatur — High Temperature*, 1969, vol. 7, no. 4, pp. 633–640.
- [25] Abramovich G.N., ed. *Turbulentnoye smesheniye gazovykh struy* [Turbulent mixing of gas jets]. Moscow, Nauka Publ., 1974, p. 10.

- [26] Bottin B., Chazot O., Carbonaro M., Van Der Haegen V., Paris S. The VKI Plasmatron Characteristics and Performance. *Measurement Techniques for High Temperature and Plasma Flows* J.M. Charbonnier and G.S.R. Sarma, ed. NATO Research and Technology Organization, Neuilly-sur-Seine, France, 1999.
- [27] Chazot O., Pereira Gomes J., Carbonaro M. Characterization of a 'mini-plasmatron' facility by pitot probe measurements. In: *29th AIAA, Plasmadynamics and Lasers Conference*. 1998, art. 2478. <https://doi.org/10.2514/6.1998-2478>
- [28] Carleton F.E., Kadlec R.H. Impact Tube Gas Velocity Measurement at High Temperatures. *Al. Che. Journal*, 1972, vol. 18, no. 5, pp. 1065–1067.
- [29] Barker M. On the Use of very small Pitot Tubes for Measuring Wind velocity. In: *Proceedings of the Royal Society, Series A*, 1922, no. 101, p. 435.
- [30] Kolesnikov A.F., Gordeev A.N., Vasilievsky S.A., Tepteeva E.S. *Teplofizika vysokikh temperatur — High Temperature*, 2019, vol. 57, no. 4, pp. 509–517.

**Gordeev A.N.**, Cand. Sc. (Phys.- Math), Leading Research Fellow, Laboratory for Interaction of Plasma and Radiation with Materials, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences. e-mail: a\_gord@mail.ru

**Chaplygin A.V.**, Leading Engineer, Laboratory for Interaction of Plasma and Radiation with Materials, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences. e-mail: alchap187@gmail.com