Experimental Study of Heat Transfer under Direct Local Simulation of Aerodynamic Heating Conditions

S. S. Galkin, A. F. Kolesnikov, A. V. Chaplygin

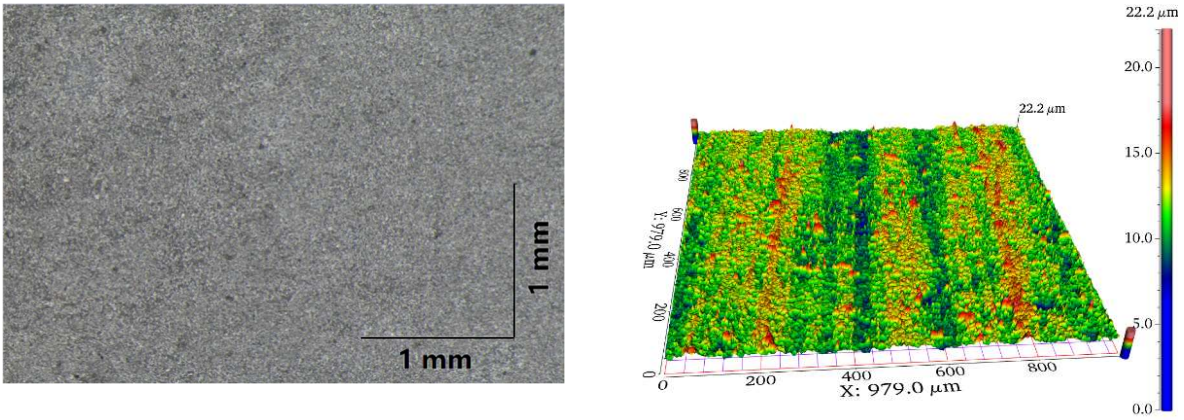
Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS,
Moscow, 119526, Russia

galkin@ipmnet.ru, koles@ipmnet.ru, chaplygin@ipmnet.ru

Abstract

This paper presents the results of direct local modeling of heat transfer for a blunt-nosed body with a radius of 1 m at a point on the IXV trajectory where the freestream flow has an enthalpy of 10.5 MJ/kg and a stagnation pressure of 80 hPa. The experiments were conducted using samples made of sintered silicon carbide and TZMK-10 material with a black low-catalytic coating. The tests were carried out in subsonic airflows generated by the VGU-4 high-frequency plasma torch. The experimental conditions were selected to reproduce the freestream enthalpy, stagnation pressure, and velocity gradients at the outer edge of the boundary layer under real flight conditions. Temperatures were measured at the center of the exposed surface of each sample. The total emissivity of both materials was determined. The surface microstructure of the samples was examined both before and after exposure to dissociated airflows.

Keywords: dissociated air, heterogeneous catalysis, heat transfer, silicon carbide, TZMK-10, ICP plasma torch.



Photograph (left) and surface profile (right) of the SiC sample after exposure to dissociated airflow

УДК 533.6.011.8

Экспериментальное исследование теплообмена в условиях прямого локального моделирования аэродинамического нагрева

С. С. Галкин, А. Ф. Колесников, А. В. Чаплыгин

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,
Россия, Москва, 119526, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1
galkin@ipmnet.ru, koles@ipmnet.ru, chaplygin@ipmnet.ru

Аннотация

Приведены результаты прямого локального моделирования теплообмена тела с радиусом носового затупления 1 м для точки траектории экспериментального аппарата IXV с энтальпией набегающего потока 10.5 МДж/кг и давлением торможения 80 гПа. Эксперименты проводились с образцами из спеченного карбида кремния и из материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием в дозвуковых струях воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4. Подобран режим эксперимента, обеспечивавший соответствие натурным условиям энтальпии, давления торможения и градиента скорости на внешней границе пограничного слоя. Измерены температуры в центре лицевой поверхности образцов из двух материалов, определена интегральная излучательная способность поверхности. Проведено исследование микроструктуры поверхности образцов до и после воздействия потоков диссоциированного воздуха.

Ключевые слова: диссоциированный воздух, гетерогенный катализ, теплообмен, карбид кремния, ТЗМК-10, ВЧ-плазмотрон.

1. Введение

Аэродинамический нагрев играет критическую роль в обеспечении безопасности и успеха космических миссий при входе спускаемых аппаратов в атмосферу Земли. При высокой скорости входа для проектирования эффективной тепловой защиты требуется точно определить параметры теплообмена на поверхности спускаемого аппарата с учетом возможных химических реакций [1, 2]. Традиционные методы численного моделирования теплообмена часто требуют рассмотрения большого числа химических реакций в газовой фазе и на поверхности, использования коэффициентов поверхностной рекомбинации атомов и других неполных данных, что может снижать точность прогнозирования нагрева поверхности и усложнять валидацию результатов [3–7].

В связи с этим все более актуальными становятся подходы к прямому экспериментальному моделированию теплообмена, при котором нагрев участка поверхности аппарата воспроизводится в лабораторных условиях непосредственно, без определения коэффициентов поверхностной рекомбинации атомов N и O или других эмпирических параметров [8, 9]. В работе [10] был частично смоделирован аэродинамический нагрев спеченного карбида кремния в критической точке экспериментального аппарата «EXPERT» при давлениях торможения 170 и 540 гПа и тепловых потоках к холодной каталитической модели диаметром 50 мм, равных 77 и 133 Вт/см^2 соответственно. В результате определены параметры двух режимов ВЧ-плазмотрона ВГУ-4, в которых возможно прямое моделирование тепловых потоков в окрестности носового затупления для двух точек траектории аппарата «EXPERT» на двух цилиндрических моделях диаметром 50 и 30 мм.

На рис. 1 изображена траектория планирующего спуска аппарата IXV [11, 12], где h_s – полная энтальпия, P_0 – давление торможения. Точками 1 и 2 ограничен участок траектории, для которого возможно непосредственное воспроизведение теплового потока к носовому затуплению радиусом 1 м в дозвуковом режиме установки ВГУ-4 при использовании цилиндрических моделей радиусом R_m от 25 до 56 мм с плоским носком.

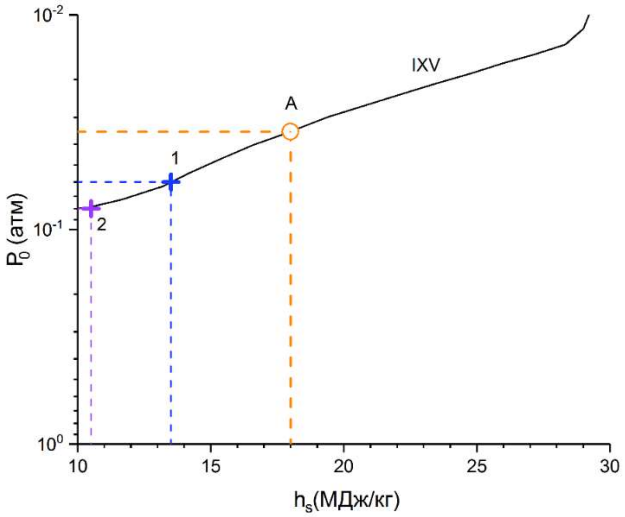


Рис. 1. Область локального моделирования аэродинамического нагрева на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 для тела с радиусом носового затупления 1 м

Для теплонапряженной точки А на траектории IXV, обозначенной на рис. 1, прямое моделирование нагрева в точке торможения на носовом затуплении аппарата реализовано в работе [13] на установке PLASMATRON на специально сконструированной модели.

Целью настоящей работы является экспериментальное исследование нагрева образцов из спеченного карбида кремния (SiC) и материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием в условиях прямого локального моделирования тепловых потоков к телу с радиусом носового затупления 1 м для точки траектории экспериментального аппарата IXV [11, 12], соответствующей энтальпии газа ~10.5 МДж/кг и давлению торможения 80 гПа.

2. Методология прямого моделирования

Согласно теории [8, 9], для прямого локального моделирования теплового потока в точке торможения затупленного тела, обтекаемого высокоскоростным потоком, в дозвуковой струе плазмотрона на внешней границе пограничного слоя модели должны быть воспроизведены следующие параметры: полная энтальпия $H_{w\infty}$ (1), давление торможения P_{w0} (2) и градиент скорости $(\partial U/\partial s)_{we}$ (3). Здесь и далее индекс w относится к параметрам обтекания затупленного тела, а индекс m – к параметрам обтекания модели.

$$H_{me} = H_{w\infty}, \tag{1}$$

$$P_{m0} = P_{w0}, \tag{2}$$

$$(\partial U/\partial s)_{me} = (\partial U/\partial s)_{we} \tag{3}$$

Такое моделирование теплового потока в точке торможения на поверхности аппарата IXV [11, 12] для теплонапряженной точки траектории при давлении торможения 45.7 гПа и полной энтальпии 18.28 МДж/кг было реализовано на установке с индукционным нагревом воздуха PLASMATRON [13]. Для этого была разработана и использована специальная модель с эффективным радиусом 8.88 см, заранее рассчитанным из условия равенства градиентов скорости.

Ранее в работе [14] была определена область в координатах «полная энтальпия – давление торможения», в которой возможно локальное моделирование для тела с радиусом затупления 1 м в дозвуковых высокоэнтальпийных струях воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 с разрядным каналом диаметром 80 мм [15].

В точке 1 траектории аппарата IXV на рис. 1 параметры составляют $H_s = 13.5$ МДж/кг, $P_0 = 60$ гПа, а в точке 2 – $H_s = 10.5$ МДж/кг, $P_0 = 80$ гПа.

3. Режим эксперимента

Определяющим моментом при выборе точки траектории для моделирования являлось наличие моделей $R_m = 25$ мм нужной формы и геометрии с возможностью установки образцов, и калориметрических датчиков.

В ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 выполнение условий (1)–(3) обеспечивается следующим образом: энтальпия потока H_s определяется мощностью генератора и положением модели в струе; давление торможения P_0 принимается равным давлению в рабочей камере плазмотрона P_{ch}, которое поддерживается на заданном уровне вакуумной системой; градиент скорости $(\partial U/\partial s)$ определяется скоростью потока, геометрией модели и формой сопла.

Для гиперзвуковых течений при обтекании сферически затупленного тела градиент скорости определен по данным книги [16]. При дозвуковом обтекании притупленного тела требуется применение численного моделирования для определения градиента скорости.

Поскольку $R_m \ll R_w$, моделирование теплового потока должно осуществляться в дозвуковой струе [8, 9], параметры которой подбираются для точки 2 траектории. Давление торможения $P_0 = 80$ гПа задано. Поэтому необходимо выбрать два параметра, определяющие энтальпию в дозвуковой струе на внешней границе пограничного слоя цилиндрической модели радиусом $R_m = 25$ мм: мощность ВЧ-генератора N и расстояние от выходного сечения разрядного канала до модели Z.

Для выбора параметров режима использованы результаты работы [17], в которой для цилиндрической модели той же геометрии получено распределение энтальпии вдоль оси дозвуковой струи диссоциированного воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4. На рис. 2 синими точками показано это распределение при $N = 30$ кВт. Минимальное расчетное значение энтальпии 17.5 МДж/кг реализуется при $Z = 80$ мм, что превышает требуемое значение 10.5 МДж/кг. При линейной экстраполяции расчетных данных требуемое значение энтальпии достигается на расстоянии $Z = 120$ мм (точка IXV на рис. 2).

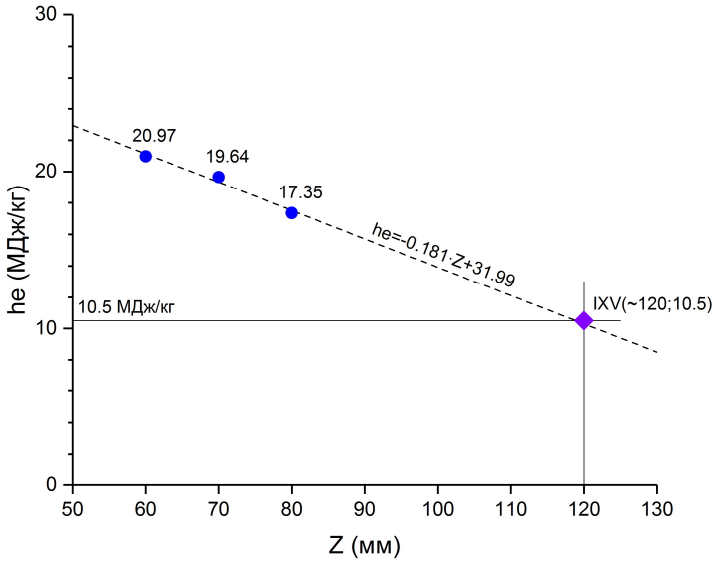


Рис. 2. Распределения энтальпии вдоль дозвуковой струи воздуха в ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 при давлении 80 гПа

Данный режим нагрева можно рассматривать как режим с минимальной воспроизводимой энтальпией, при котором все еще обеспечивается контролируемый тепловой поток.

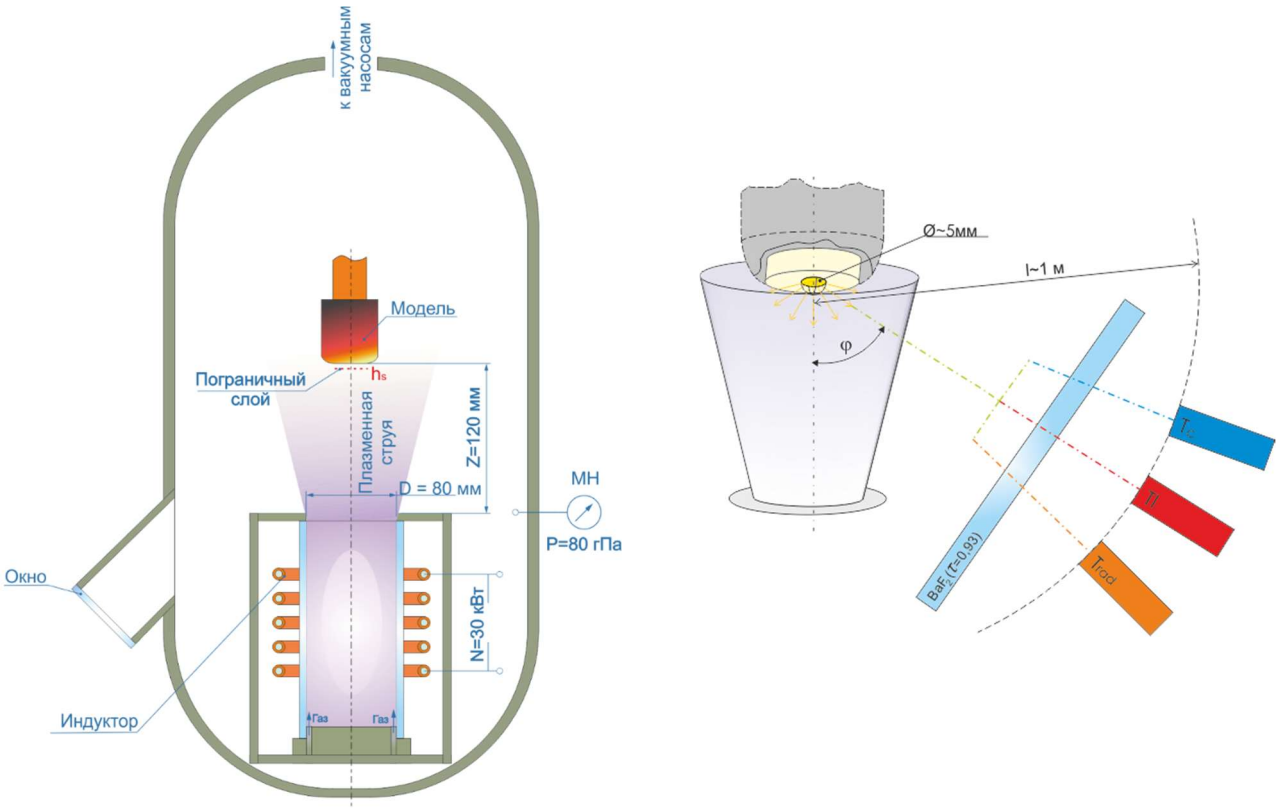
В табл. 1 приведены параметры режима ВГУ-4, необходимые для прямого моделирования теплового потока в точке торможения на поверхности носового затупления радиусом 1 м для точки 2 траектории аппарата IXV.

Таблица 1

Параметры эксперимента на установке ВГУ-4

Параметр	Значение
Мощность анодного питания, N	30 кВт
Плазмообразующий газ	Воздух
Расход плазмообразующего газа	2.4 г/с
Режим истечения	Дозвуковой
Диаметр разрядного канала, D	80 мм
Расстояние до поверхности модели, Z	120 мм
Давление в барокамере, P_{ch}	80 гПа
Модель	Цилиндр Ø50 мм со скругленной кромкой

На рис. 3 представлена схема эксперимента, на которой показаны положение модели и образца внутри рабочей камеры ВЧ-плазмотрона ВГУ-4, основные параметры эксперимента, а также расположение средств измерения.



(а) *(б)*

Рис. 3. Схемы эксперимента (*а*) и измерений температуры поверхности (*б*)

4. Измерения температуры

Измерение температуры поверхности образцов проводилось бесконтактными методами с использованием средств оптической пирометрии. Приборы располагались снаружи камеры и наводились на лицевую поверхность образца через окно из BaF_2 (см. рис. 3, *б*). Коэффициент пропускания окна τ был принят равным 0.93 и учитывался при обработке результатов измерений.

Цветовая температура T_c в центре лицевой поверхности образца измерялась пирометром спектрального отношения «Mikron M770S».

Радиационная температура T_{rad} в центре лицевой поверхности образца измерялась пирометром полного излучения «Кельвин».

Регистрация распределений температуры на лицевой поверхности образца осуществлялась с помощью термовизора «Тандем VS-415U» с рабочей длиной волны ~0.9 мкм.

Интегральная излучательная способность поверхности ε_t оценивалась с допущением, что истинная температура поверхности соответствует цветовой температуре T_c. Интегральная излучательная способность получена из сравнения показаний пирометра полного излучения «Кельвин» (T_{rad}) с цветовой температурой (T_c), измеренной с помощью пирометра спектрального отношения «Mikron M770S»

$$\varepsilon_t = \left(T_{rad}/T_c\right)^4 \tag{4}$$

Если пренебречь потерями тепла за счет теплопроводности, то в условиях теплового равновесия тепловой поток, воспринимаемый образцом от струи диссоциированного воздуха, равен потоку, отдаваемому образцом за счет излучения.

В этом случае плотность теплового потока q_w, подводимого к поверхности образца, может быть определена по закону Стефана – Больцмана (5)

$$q_w = \varepsilon_t \cdot \sigma \cdot T_w^4, \tag{5}$$

где σ – постоянная Стефана – Больцмана, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$ Вт/(м^2·K^4).

Экспериментальные исследования проводились на образцах из двух материалов: диске из спеченного карбида кремния (SiC) и вставке из низкотеплопроводного материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием. Карбид кремния является перспективным материалом для задач аэрокосмической отрасли; его поведение в высокоэнтальпийных газовых потоках активно исследуется [18–23]. Материал ТЗМК-10 использовался для изготовления теплозащитных плиток орбитального корабля «Буран» [24–27].

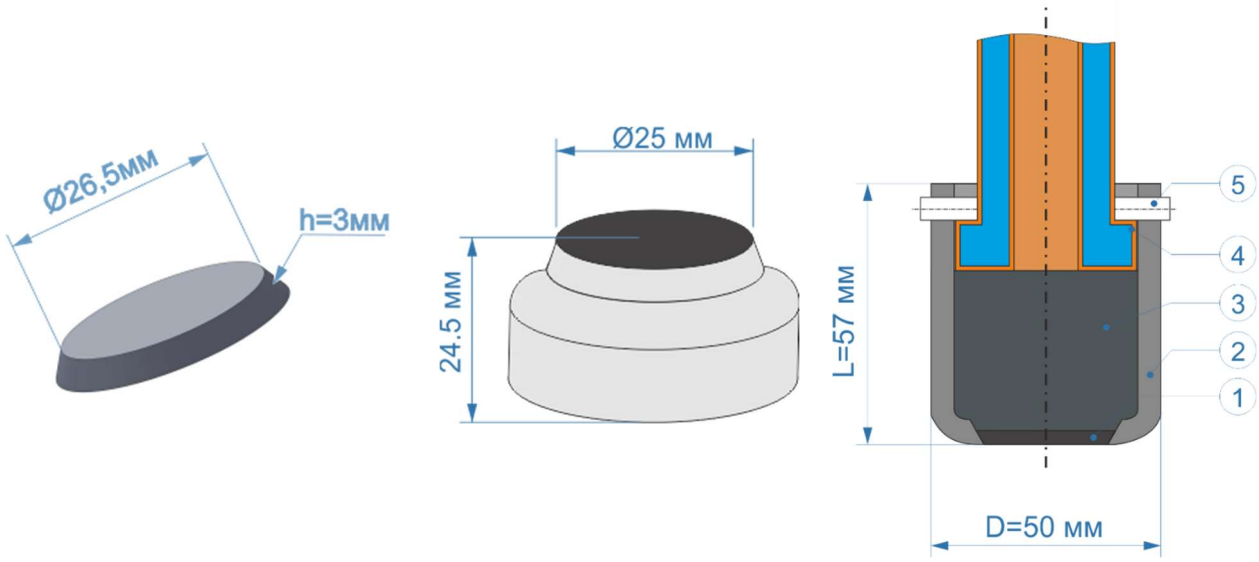
Образец № 1 (рис. 4, *а*) представлял собой керамический диск толщиной 3 мм со скошенными краями из спеченного карбида кремния (SiC).

Образец № 2 (рис. 4, *б*) представлял собой вставку сложной формы, выполненную из материала ТЗМК-10 с покрытием черного цвета на лицевой поверхности.

Образцы устанавливались в маску (модель) из карбида кремния и через теплоизоляционную вставку закреплялись на водоохлаждаемой державке при помощи штифтов (рис. 4, *в*). Теплоизоляционная вставка представляла собой набивку из волокон углевойлока общей толщиной ≈ 50 мм.

Водоохлаждаемая державка с моделью располагалась на оси струи диссоциированного воздуха соосно выходному отверстию разрядного канала диаметром 80 мм на расстоянии 120 мм от его среза до лицевой поверхности модели (см. рис. 3, *а*).

Эксперимент проводился в режиме постоянной мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию. Время экспозиции образца в потоке диссоциированного воздуха составляло 600 с (см. табл. 1).



(а) *(б)* *(в)*

Рис. 4. Внешний вид образца № 1 из карбида кремния (SiC) (*а*), внешний вид образца № 2 из плиточного материала ТЗМК-10 (*б*) и схема установки образца для эксперимента (*в*): 1 – образец, 2 – корпус модели, 3 – теплоизоляционная вставка, 4 – медная водоохлаждаемая державка, 5 – штифт

5. Результаты моделирования аэродинамического нагрева образца из карбида кремния

Зависимости от времени основных параметров эксперимента с образцом № 1 из карбида кремния приведены на рис. 5, также представлена полученная по данным эксперимента временная зависимость интегральной излучательной способности поверхности образца № 1.

Цветовая температура T_c в центре лицевой поверхности образца в установившемся режиме составляла от 1250 до 1320 °С. Значение интегральной излучательной способности ε_t меняется незначительно во всем интервале температур от 1250 до 1320 ◦С, среднее значение составляет $\varepsilon_t = 0.82$.

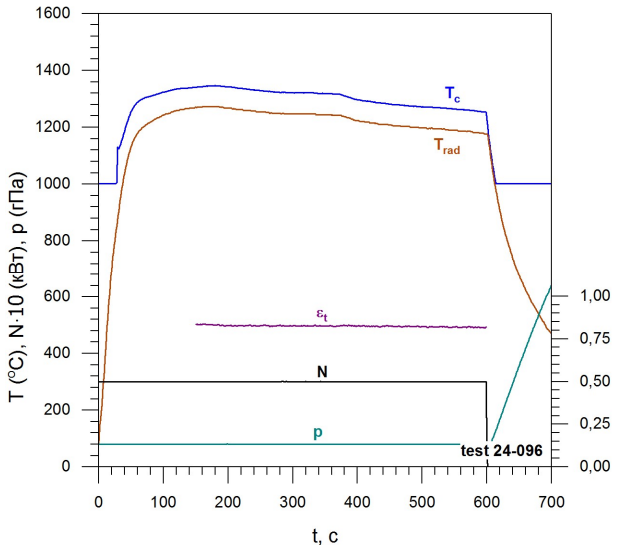


Рис. 5. Зависимости от времени основных параметров работы плазмотрона (N, p), цветовой (T_c) и радиационной (T_{rad}) температур поверхности образца № 1, интегральной излучательной способности его поверхности (ε_t)

Плотность теплового потока, подводимого к поверхности образца, определяется по закону Стефана-Больцмана (5). При равновесной температуре поверхности $T_w = 1573$ K и интегральной излучательной способности $\varepsilon_t = 0.82$ плотность теплового потока q_w, подведенного к поверхности образца из SiC, составила $q_w = 28.5$ Вт/см^2.

В табл. 2 приведены результаты исследований излучательных свойств лицевой поверхности образца SiC после воздействия потока высокоэнтальпийного воздуха. Измерения проводились при нормальных условиях (комнатной температуре) с применением рефлектометров Surface Optics ET100 и 410-Solar.

Рефлектометр ET100 служит для измерения излучательной способности поверхности в спектральном диапазоне от 1.9 до 21 мкм. Прибор позволяет оценить коэффициенты полного полусферического теплового излучения ε_H и коэффициенты теплового излучения под углами 20° и 60° (ε_{20} и ε_{60} соответственно).

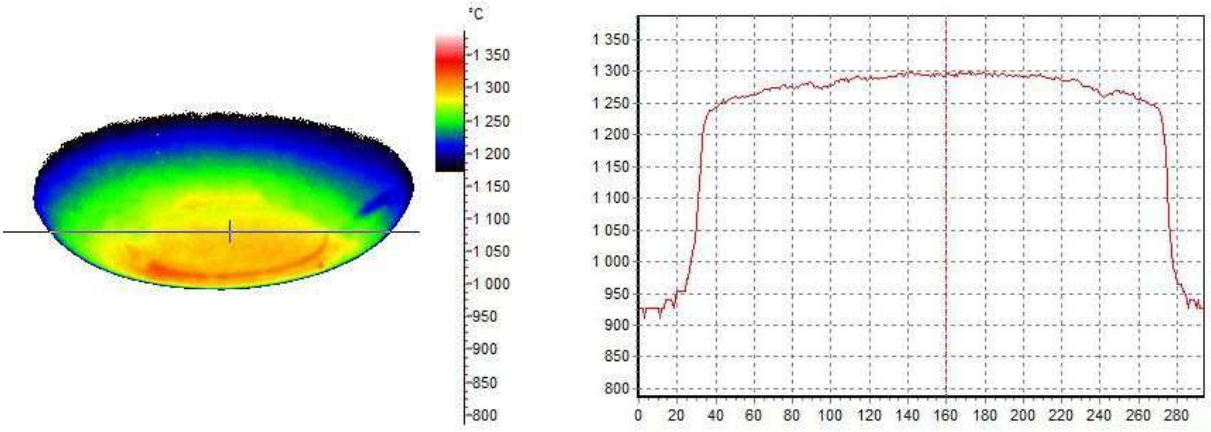
Рефлектометр 410-Solar служит для измерения коэффициента отражения поверхностей в спектральном диапазоне от 0.33 до 2.5 мкм. На основе полученных значений коэффициента отражения рассчитываются коэффициент полного поглощения и коэффициент поглощения в зеркальном направлении (α_t и α_s соответственно).

Таблица 2

Излучательные свойства поверхности образца SiC

ET100			**410-Solar**	
ε_{20}	ε_{60}	ε_H	α_t	α_s
0.809	0.720	0.768	0.896	~ 1

На рис. 6 приведено термоизображение образца, зарегистрированное на 382-й секунде эксперимента. Температурное поле образца было достаточно равномерным.



(а) *(б)*

Рис. 6. Термоизображение образца № 1 на 382-й секунде эксперимента: (*а*) – термоизображение, (*б*) – температурный профиль

Фотографии образца № 1 до и после воздействия потока высокоэнтальпийного воздуха представлены на рис. 7.

До воздействия потока высокоэнтальпийного воздуха поверхность образца SiC имела относительно однородный темно-серый цвет и слабовыраженную шероховатость. На лицевой поверхности наблюдались следы механической обработки в виде тонких продольных рисок. После воздействия поверхность образца стала более темной и матовой, с выраженной неоднородной текстурой. В центральной части наблюдалось увеличение визуальной шероховатости поверхности. Вблизи периферии появились локальные светлые пятна.

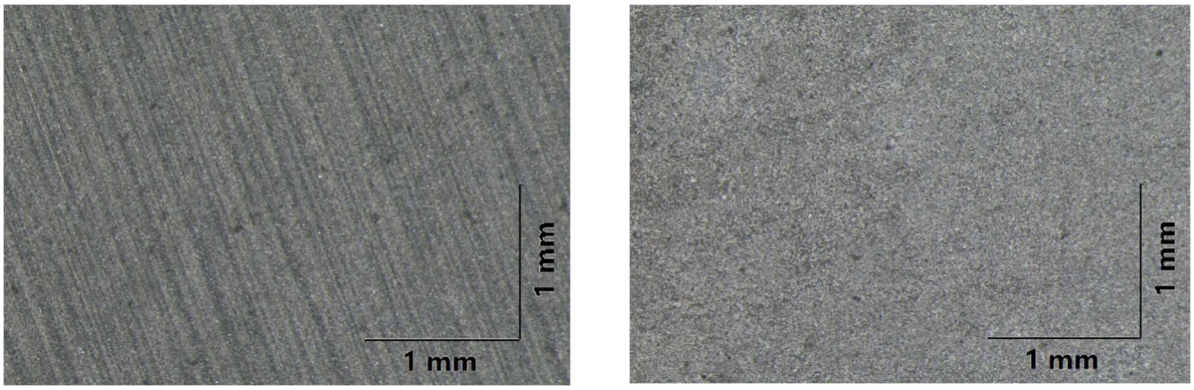


(а) *(б)*

Рис. 7. Фотографии лицевой стороны образца № 1: до (*а*) и после (*б*) воздействия на образец струи высокоэнтальпийного воздуха

На рис. 8 приведены фотографии центральной части лицевой поверхности образца до и после воздействия высокоэнтальпийного воздуха, полученные с применением стереомикроскопа Olympus SZX-7.

Приведенные фотографии демонстрируют заметное изменение микрорельефа. До воздействия поверхность характеризуется выраженной направленной текстурой: наблюдаются параллельные продольные бороздки, вероятно, связанные с механической обработкой поверхности. Рельеф имеет преимущественно анизотропный характер, а отдельные зерна или локальные дефекты выражены слабо. После воздействия направленные следы механической обработки практически не прослеживаются. Поверхность приобретает более однородную мелкозернистую структуру с большим числом мелких светлых и темных участков. На поверхности наблюдаются отдельные точечные неоднородности и мелкие углубления. Таким образом, воздействие потока диссоциированного воздуха приводит к сглаживанию исходной направленной текстуры и формированию более развитого, мелкозернистого микрорельефа поверхности.



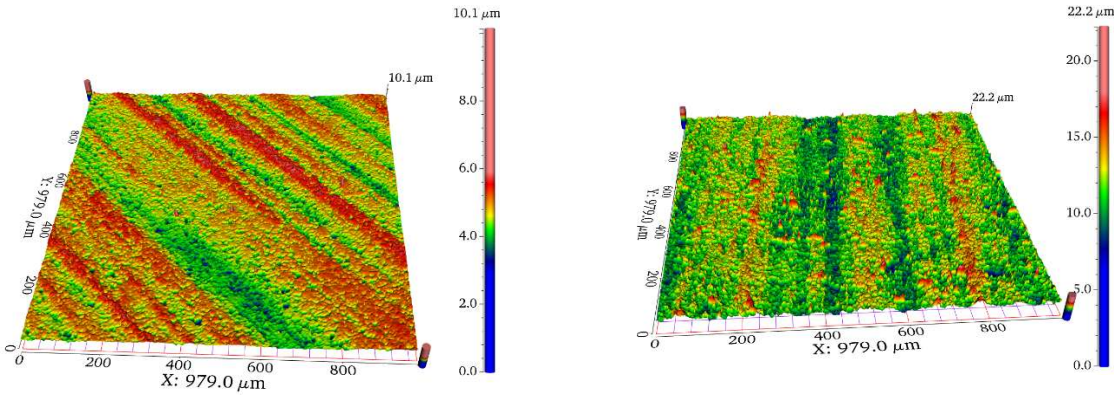
(а) *(б)*

Рис. 8. Фотографии поверхности образца № 1 до (*а*) и после (*б*) воздействия потока высокоэнтальпийного воздуха

Для более детальной оценки изменений структуры поверхности образца после воздействия потоков диссоциированного воздуха использовался оптический профилометр Chotest Superview-W1. В приборе реализован метод лазерной интерферометрии, позволяющий получать профиль поверхности с высоким разрешением и точностью при нормальных условиях.

На рис. 9 представлены карты высот участка центральной части лицевой поверхности образца размером около 1×1 мм^2 до и после воздействия потока высокоэнтальпийного воздуха.

Исходная поверхность имеет направленную текстуру: наблюдаются чередующиеся гребни и впадины с относительно регулярным шагом (вероятно, следы механической обработки). Максимальный перепад высот составляет ~ 10 мкм. Воздействие диссоциированного воздуха приводит к существенному росту высотной неоднородности поверхности (до 22 мкм). Одновременно наблюдается переход от регулярного анизотропного рельефа к более неоднородной морфологии с выраженными локальными дефектами.



(а) *(б)*

Рис. 9. Карты высот центральной части лицевой поверхности образца № 1 до (*а*) и после (*б*) воздействия потока высокоэнтальпийного воздуха

Для численной оценки изменения микроструктуры поверхности были определены основные параметры шероховатости. Результаты приведены в табл. 3.

Методика включала анализ участка поверхности в центральной области образца размером ~1 мм^2. После определения параметров Sa, Sq и Sz (ГОСТ Р ИСО 25178-2-2014), характеризующих поверхность в целом, исследуемая область разбивалась на серию линий, по каждой из которых выполнялось измерение профиля поверхности и определялись параметры шероховатости и структурные показатели: Ra, Rq, Rv, Rz, Pz, Wz (ГОСТ Р ИСО 4287-2014).

Усреднение результатов измерений по всем линиям позволило получить обобщенную характеристику изменения состояния поверхности после воздействия потока диссоциированного воздуха.

Таблица 3

Результаты измерений параметров шероховатости на участке поверхности образца № 1

Параметр	До воздействия, мкм	После воздействия, мкм
Среднее арифметическое высоты поверхности Sa	0.37	1.25
Максимальная высота поверхности (размах) Sz	10.29	21.96
Среднеквадратичное значение высоты поверхности Sq	0.47	1.60
Среднее арифметическое отклонение профиля Ra	0.18	0.73
Среднеквадратичное отклонение профиля Rq	0.23	0.92
Максимальная высота профиля шероховатости (размах) Rz	1.02	4.02
Наибольшая глубина впадины профиля Rv	0.64	1.84
Максимальная высота первичного профиля (размах) Pz	3.39	10.22
Максимальная высота профиля волнистости (размах) Wz	1.66	4.16

Полученные результаты (карта высот, профили и их численная оценка) указывают на значительное изменение топографии поверхности под действием высокоэнтальпийного газового потока.

6. Результаты моделирования аэродинамического нагрева образца из материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием

Зависимости от времени основных параметров эксперимента с образцом № 2 из материала ТЗМК-10 приведены на рис. 10. Усредненное значение интегральной излучательной способности в диапазоне температур от 1170 до 1200 ◦C составляет $\varepsilon_t = 0.83$.

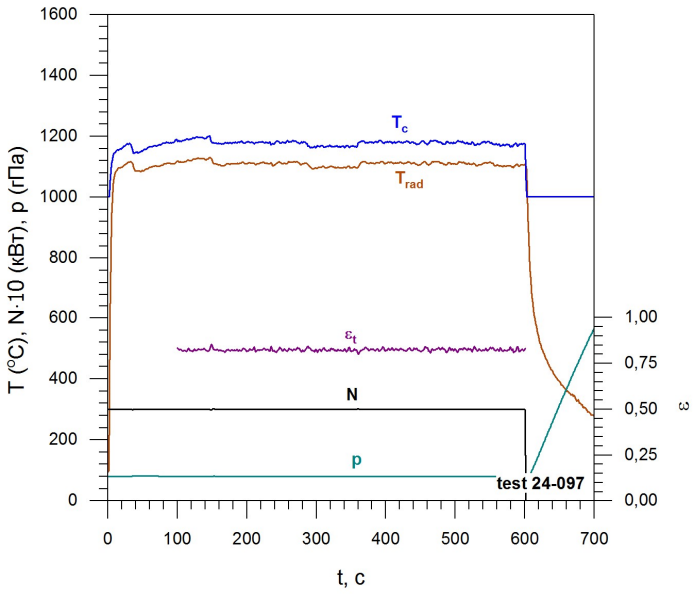
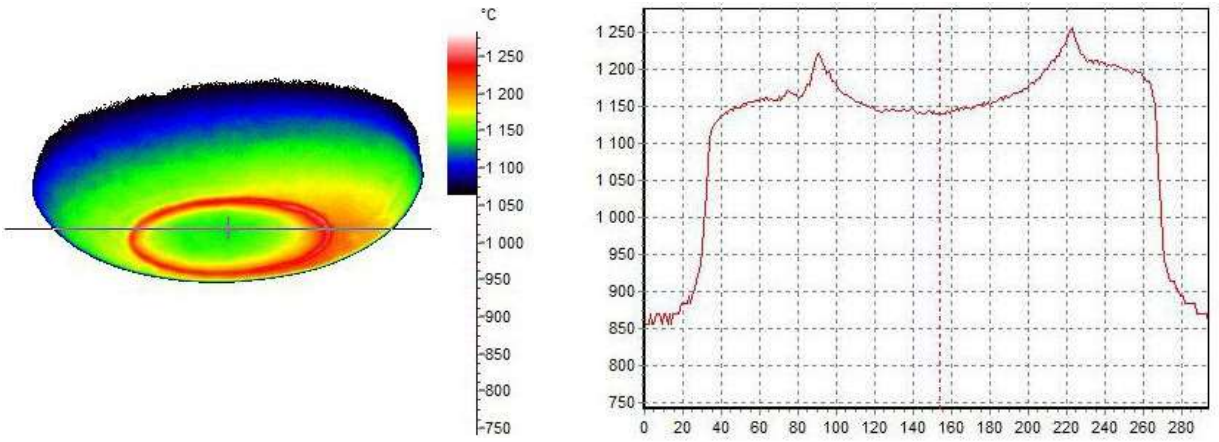


Рис. 10. Зависимости от времени основных параметров работы плазмотрона (N, p), цветовой (T_c) и радиационной (T_{rad}) температур поверхности образца № 2, интегральной излучательной способности его поверхности (ε_t)

При температуре поверхности $T_w = 1473$ K и интегральной излучательной способности $\varepsilon_t = 0.83$ плотность теплового потока q_w, подведенного к поверхности образца, составила $q_w = 22.2$ Вт/см^2.

На рис. 11 приведено термоизображение образца № 2, зарегистрированное на 361-й секунде эксперимента.



(а) *(б)*

Рис. 11. Термоизображение образца № 2 на 361-й секунде эксперимента: (*а*) – термоизображение, (*б*) – температурный профиль

Температурное поле было неравномерным, края образца были нагреты сильнее центральной части. Это может быть связано с наличием выступающих острых кромок теплозащитного покрытия по краям образца. Подобное распределение температур наблюдалось в течение всего эксперимента.

Фотографии образца № 2 до и после воздействия потока высокоэнтальпийного воздуха представлены на рис. 12.

После воздействия высокоэнтальпийного потока заметных изменений внешнего вида лицевой поверхности образца № 2 не наблюдалось.

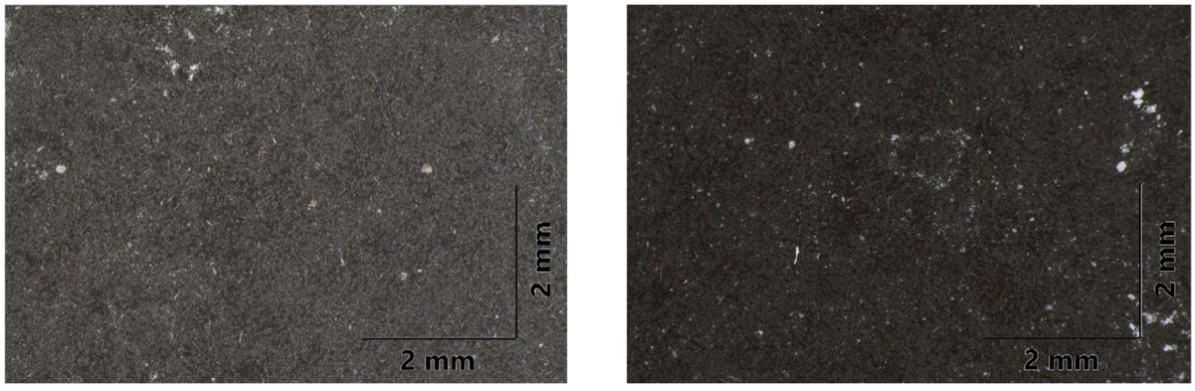


(а) *(б)*

Рис. 12. Фотографии лицевой стороны образца № 2: до (*а*) и после (*б*) воздействия на образец струи высокоэнтальпийного воздуха

На рис. 13 приведены фотографии центральной части лицевой поверхности образца № 2, полученные с применением стереомикроскопа Olympus SZX-7.

В ходе эксперимента микроструктура поверхности образца № 2 не претерпела заметных изменений.



(а) *(б)*

Рис. 13. Фотографии поверхности образца № 2 до (*а*) и после (*б*) воздействия потока высокоэнтальпийного воздуха

7. Диапазон тепловых потоков для выбранной точки траектории

Для рассматриваемой точки 2 траектории IXV были оценены границы диапазона возможных тепловых потоков, определяемые каталитической активностью поверхности.

Оценка проводилась экспериментально с применением водоохлаждаемых калориметров: высококаталитического медного и низкокаталитического кварцевого. Эти материалы часто используются как эталонные при оценке каталитических свойств поверхности.

Измерения проводились методом проточной калориметрии [28]. Плотность теплового потока, подводимого к поверхности, определялась по разности температур охлаждающей воды на входе в калориметр и выходе из него с учетом расхода воды и площади тепловоспринимающей поверхности:

$$q_w = \frac{c_w \cdot G_w \cdot \Delta T_w}{A}, \tag{6}$$

где q_w – плотность теплового потока; A – площадь тепловоспринимающей поверхности калориметра; c_w – удельная теплоемкость воды; G_w – расход охлаждающей воды, протекающей через калориметр; ΔT_w – разность температур охлаждающей воды на выходе и входе калориметра.

Измеренные плотности тепловых потоков q_w к высококаталитической медной и низкокаталитической кварцевой поверхностям составили 47.3 и 19.86 Вт/см^2 соответственно.

В табл. 4 приведены значения плотностей тепловых потоков и температур поверхности, реализованных в рассматриваемой серии экспериментов. Температуры поверхности образцов № 1 и 2 в точке 2 траектории IXV получены прямыми измерениями без использования данных о каталитических свойствах материалов.

На основании полученных значений тепловых потоков можно качественно оценить сравнительную каталитическую активность материалов SiC и ТЗМК-10. Значения тепловых потоков к поверхностям образцов № 1 и 2 находятся в пределах диапазона, ограниченного тепловыми потоками к эталонным высококаталитической медной и низкокаталитической кварцевой поверхностям. Поверхность образца № 2 из ТЗМК-10 с черным покрытием является низкокаталитической, что согласуется с результатами более детальных исследований каталитических свойств покрытия теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» [29]. Каталитическая активность поверхности SiC в тех же условиях выше, поскольку выше реализованный тепловой поток. В [18] количественно показано, что спеченный карбид кремния в дозвуковом потоке воздушной плазмы проявляет себя как низкокаталитический материал по отношению к гетерогенной рекомбинации атомов N и O при температуре поверхности до 1910 K и давлениях 50 и 100 гПа.

Таблица 4

Плотности тепловых потоков и температуры поверхности материалов

Материал	T_w, **K**	A, **см^2**	ε_t	q, **Вт/см^2**
Карбид кремния	1573	5.5	0.82	28.5
ТЗМК-10	1473	5.5	0.83	22.2
Медь	288	1.47	–	47.3
Кварц	376	1.47	–	19.86

8. Заключение

В экспериментах на ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 реализовано прямое локальное моделирование теплового потока к носовому затуплению тела радиусом 1 м для точки траектории экспериментального аппарата IXV, соответствующей полной энтальпии потока 10.5 МДж/кг и давлению торможения 80 гПа. Использована цилиндрическая модель диаметром 50 мм из спеченного карбида кремния со скругленной кромкой, в которую устанавливались образцы из спеченного SiC и материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием.

Зарегистрированные температуры поверхности образцов составили 1573 и 1473 K соответственно. При интегральной излучательной способности поверхности $\varepsilon_t = 0.82$ для SiC

и $\varepsilon_t = 0.83$ для ТЗМК-10 плотности тепловых потоков к поверхностям образцов составили 28.5 и 22.2 Вт/см² соответственно. Более высокий тепловой поток к образцу спеченного SiC по сравнению с образцом ТЗМК-10 свидетельствует о более высокой каталитической активности спеченного SiC по отношению к гетерогенной рекомбинации атомов N и O по сравнению с черным покрытием материала ТЗМК-10. Отмечено значительное изменение топографии поверхности карбида кремния под действием высокоэнтальпийного газового потока. Микроструктура поверхности образца ТЗМК-10 с черным покрытием не претерпела заметных изменений в процессе воздействия при тех же параметрах набегающего потока.

Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации 124012500440-9) с использованием ВЧ-плазмотрона ВГУ-4, который входит в состав уникальной научной установки РФ «Высокочастотные индукционные плазмотроны ВГУ-3 и ВГУ-4» (https://ckp-rf.ru/catalog/usu/441568/).

Литература

1. Полежаев Ю. В. Тепловая защита / Ю. В. Полежаев, Ф. Б. Юревич; под ред. А. В. Лыкова. Москва: Энергия. 1976. 392 с.
2. Сидняев Н. И. Влияние аэродинамики космического аппарата на коридор входа и нагрев в атмосфере планет // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2021. Т. 184, № 5. С. 14–30.
3. Тирский Г. А., Сахаров В. И., Ковалев В. Л., Власов В. И., Горшков А. Б., Ковалев Р. В., Боровой В. Я., Егоров И. В., Белошицкий А. В., Горский В. В., Брыкина И. Г., Афонина Н. Е., Громов В. Г., Кирютин Б. А., Лунев В. В., Скуратов А. С., Алексин В. А., Рогов Б. В., Дядькин А. А., Журин С. В. Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов: монография. Москва: Физматлит. 2011. 548 с. ISBN 978-5-9221-1322-9.
4. Ковалев В. Л. Гетерогенные каталитические процессы в аэротермодинамике: учебное пособие / В. Л. Ковалев. Москва: Физматлит. 2002. 224 с. ISBN 5-9221-0198-6.
5. Scanlon T. J., White C., Borg M. K., Palharini R. C., Farbar E., Boyd I. D., Reese J. M., Brown R. E. Open-source direct simulation Monte Carlo chemistry modeling for hypersonic flows // AIAA Journal. 2015. Vol. 53. No. 6. Pp. 1670–1680. DOI: 10.2514/1.J053370
6. Chazot O., Krassilchikoff H. W., Thoemel J. TPS ground testing in plasma wind tunnel for catalytic properties determination. AIAA Paper 2008-1252. DOI: 10.2514/6.2008-1252
7. Yu M.-H., Wang Z., Qiu Z.-Y., Lv B., Zheng B.-R. Numerical simulation and experimental validation of multiphysics field coupling mechanisms for a high-power ICP wind tunnel // Chinese Physics B. 2021. Vol. 30. No. 6. Art. 065201. DOI: 10.1088/1674-1056/abeb0e
8. Kolesnikov A. F. Conditions of simulation of stagnation point heat transfer from a high-enthalpy flow // Fluid Dynamics. 1993. Vol. 28. No. 1. Pp. 131–137. DOI: 10.1007/BF01055676
9. Kolesnikov A. F. The concept of local simulation for stagnation point heat transfer in hypersonic flows: applications and validation. AIAA Paper 2000-2515. DOI: 10.2514/6.2000-2515
10. Колесников А. Ф. Моделирование нагрева в критической точке и определение каталитической активности поверхности для спускаемого аппарата «EXPERT» // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т. 9. https://chemphys.ipmnet.ru/issues/2010-9/articles/123/
11. Haya-Ramos R., Blanco G., Pontijas I., Bonetti D., Freixa J., Parigini C., Bassano E., Carducci R., Sudars M., Denaro A., Angelini R., Mancuso S. The design and realisation of the IXV Mission Analysis and Flight Mechanics // Acta Astronautica. 2016. Vol. 124. Pp. 39–52. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.12.048

12. Angelini R., Denaro A. IXV re-entry demonstrator: mission overview, system challenges and flight reward // Acta Astronautica. 2016. Vol. 124. Pp. 18–30. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.02.015
13. Viladegut A., Chazot O. Catalytic characterization in plasma wind tunnels under the influence of gaseous recombination // Physics of Fluids. 2022. Vol. 34. No. 2. Art. 027108. DOI: 10.1063/5.0077603
14. Колесников А. Ф., Щелоков С. Л. Анализ условий моделирования аэродинамического нагрева в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2021. № 2. С. 91–96. DOI: 10.31857/S0568528121020067
15. Гордеев А. Н., Колесников А. Ф. Высокочастотные индукционные плазмотроны серии ВГУ // Актуальные проблемы механики. Физико-химическая механика жидкостей и газов. Москва: Наука. 2010. С. 151–177.
16. Лунев В. В. Гиперзвуковая аэродинамика. Москва: Машиностроение. 1975. 328 с.
17. Васильевский С. А., Галкин С. С., Колесников А. Ф., Лукомский И. В., Тептеева Е. С., Чаплыгин А. В. Исследование теплообмена в дозвуковых струях диссоциированного воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2024. Т. 25, вып. 7. https://chemphys.ipmnet.ru/issues/2024-25-7/articles/1167/. DOI: 10.33257/PhChGD.25.7.1167
18. Васильевский С. А., Гордеев А. Н., Колесников А. Ф., Чаплыгин А. В. Тепловой эффект поверхностного катализа в дозвуковых струях диссоциированного воздуха: эксперимент на ВЧ-плазмотроне и численное моделирование // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2020. № 5. С. 137–150. DOI: 10.31857/S0568528120050138
19. Berton B., Bacos M. P., Demange D., Lahaye J. High-temperature oxidation of silicon carbide in simulated atmospheric re-entry conditions // Journal of Materials Science. 1992. Vol. 27. No. 12. Pp. 3206–3210. DOI: 10.1007/BF01116013
20. Pidan S. P., Auweter-Kurtz M., Herdrich G., Fertig M. Recombination coefficients and spectral emissivity of silicon carbide-based thermal protection materials // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2005. Vol. 19. No. 4. Pp. 566–571. DOI: 10.2514/1.12814
21. Liu L., Yang L., Ma H., Luo J., Xiao X., Zhao C., Zhang J., Wang G., Wang Y. Oxidation induced emissivity evolution of silicon carbide based thermal protection materials in hypersonic environments // Journal of Asian Ceramic Societies. 2021. Vol. 9. No. 4. Pp. 1506–1515. DOI: 10.1080/21870764.2021.1999559
22. Kaiser C. F., Burghaus H., Pagan A. S., Herdrich G. In-situ spectral emissivity assessment of sintered silicon carbide (SSiC) in high-enthalpy flows for catalysis investigations // 2nd International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions & Engineering (FAR), Heilbronn, Germany, 2022.
23. Chaplygin A. V., Galkin S. S., Lukomskii I. V., Tepteeva E. S., Vasil'evskii S. A., Kolesnikov A. F., Simonenko E. P., Simonenko N. P. Heat transfer and behavior of silicon carbide samples in subsonic air, nitrogen, and carbon dioxide plasma flows // Fluid Dynamics. 2024. Vol. 59. No. 5. Pp. 1462–1482. DOI: 10.1134/S0015462824604133
24. Лозино-Лозинский Г. Е. Полет «Бурана» // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации. 1989. Москва: Наука. 1990. С. 6–21.
25. Dozhdikov V. S., Petrov V. A. Radiation characteristics of heat-protective materials of the Buran orbital spacecraft // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2000. Vol. 73. No. 1. Pp. 25–28. DOI: 10.1007/BF02681672
26. Солнцев С. С. Эрозионностойкие влагозащитные терморегулирующие покрытия многоразовой теплозащиты орбитального корабля «Буран» // Авиационные материалы и технологии. 2013. Спецвыпуск. С. 94–124.
27. Щетанов Б. В. Материал плитки для внешнего высокотемпературного теплозащитного покрытия орбитального корабля «Буран» // Авиационные материалы и технологии. 2013. Спецвыпуск. С. 41–50.

28. ASTM E422-05(2016). Standard test method for measuring heat flux using a water-cooled calorimeter. West Conshohocken, PA: ASTM International. 2016. 5 p. — DOI: 10.1520/E0422-05R16
29. Ковалев В. Л., Колесников А. Ф. Экспериментальное и теоретическое моделирование гетерогенного катализа в аэротермохимии (обзор) // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2005. № 5. С. 3–31. DOI англ. версии: 10.1007/s10697-005-0106-4

References

1. Polezhaev Yu. V., Yurevich F. B., *Thermal Protection*, ed. by A.V. Lykov. Moscow, Energiya, 1976, 392 p. [in Russian].
2. Sidnyaev N. I., The Influence of Spacecraft Aerodynamics on the Entry Corridor and Atmospheric Heating, *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEM*, 2021, vol. 184, no. 5, pp. 14–30 [in Russian].
3. Tirskii G. A., Sakharov V. I., Kovalev V. L., Vlasov V. I., Gorshkov A. B., Kovalev R. V., Borovoi V. Ya., Egorov I. V., Beloshitskii A. V., Gorskii V. V., Brykina I. G., Afonina N. E., Gromov V. G., Kiryutin B. A., Lunev V. V., Skuratov A. S., Aleksin V. A., Rogov B. V., Dyad'kin A. A., Zhurin S. V., *Hypersonic Aerodynamics and Heat and Mass Transfer of Re-entry Spacecraft and Planetary Probes*, Moscow, Fizmatlit, 2011, 548 p. ISBN 978-5-9221-1322-9 [in Russian].
4. Kovalev V. L., *Heterogeneous Catalytic Processes in Aerothermodynamics*, Moscow, Fizmatlit, 2002, 224 p. ISBN 5-9221-0198-6 [in Russian].
5. Scanlon T. J., White C., Borg M. K., Palharini R. C., Farbar E., Boyd I. D., Reese J. M., Brown R. E., Open-source direct simulation Monte Carlo chemistry modeling for hypersonic flows, *AIAA Journal*, 2015, vol. 53, no. 6, pp. 1670–1680. DOI: 10.2514/1.J053370
6. Chazot O., Krassilchikoff H. W., Thoemel J., TPS ground testing in plasma wind tunnel for catalytic properties determination, AIAA Paper 2008-1252. DOI: 10.2514/6.2008-1252
7. Yu M.-H., Wang Z., Qiu Z.-Y., Lv B., Zheng B.-R., Numerical simulation and experimental validation of multiphysics field coupling mechanisms for a high-power ICP wind tunnel, *Chinese Physics B*, 2021, vol. 30, no. 6, art. 065201. DOI: 10.1088/1674-1056/abeb0e
8. Kolesnikov A. F. Conditions of simulation of stagnation point heat transfer from a high-enthalpy flow, *Fluid Dynamics*, 1993, vol. 28, no. 1, pp. 131–137. DOI: 10.1007/BF01055676
9. Kolesnikov A. F., The concept of local simulation for stagnation point heat transfer in hypersonic flows: applications and validation, AIAA Paper 2000-2515. DOI: 10.2514/6.2000-2515
10. Kolesnikov A. F., Gordeev A. N., Vasil'evskii S. A., Simulation of stagnation point heating and predicting surface catalysity for the EXPERT re-entry conditions, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2010, vol. 9 [in Russian]. https://chemphys.edu.ru/issues/2010-9/articles/123/
11. Haya-Ramos R., Blanco G., Pontijas I., Bonetti D., Freixa J., Parigini C., Bassano E., Carducci R., Sudars M., Denaro A., Angelini R., Mancuso S., The design and realisation of the IXV Mission Analysis and Flight Mechanics, *Acta Astronautica*, 2016, vol. 124, pp. 39–52. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.12.048
12. Angelini R., Denaro A., IXV re-entry demonstrator: mission overview, system challenges and flight reward, *Acta Astronautica*, 2016, vol. 124, pp. 18–30. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.02.015
13. Viladegut A., Chazot O., Catalytic characterization in plasma wind tunnels under the influence of gaseous recombination, *Physics of Fluids*, 2022, vol. 34, no. 2, art. 027108. DOI: 10.1063/5.0077603
14. Kolesnikov A. F., Shchelokov S. L., Analysis of conditions for simulating aerodynamic heating in subsonic high-enthalpy air jets generated by the VGU-4 high-frequency plasmatron, *Fluid Dynamics*, 2021, no. 2, pp. 91–96 [in Russian]. DOI: 10.31857/S0568528121020067
15. Gordeev A. N., Kolesnikov A. F., High-Frequency Induction Plasmatrons of the VGU Series. *In: Current Problems in Mechanics: Physicochemical Mechanics of Liquids and Gases*, Moscow, Nauka, 2010, pp. 151–177 [in Russian].
16. Lunev V. V., *Hypersonic Aerodynamics*, Moscow: Mashinostroenie, 1975, 328 p. [in Russian].

17. Vasil'evskii S. A., Galkin S. S., Kolesnikov A. F., Lukomskii I. V., Tepteeva E. S., Chaplygin A. V., Study of heat transfer in subsonic jets of dissociated air in HF plasmatron VGU-4, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2024, vol. 25, issue 7 [in Russian]. https://chemphys.edu.ru/issues/2024-25-7/articles/1167/
18. Vasil'evskii S. A., Gordeev A. N., Kolesnikov A. F., Chaplygin A. V., Thermal effect of surface catalysis in subsonic dissociated-air flows: experiment in an RF plasmatron and numerical modeling, *Fluid Dynamics*, vol. 55, no. 5, pp. 708–720. DOI:10.1134/s0015462820050134
19. Berton B., Bacos M. P., Demange D., Lahaye J., High-temperature oxidation of silicon carbide in simulated atmospheric re-entry conditions, *Journal of Materials Science*, 1992, vol. 27, no. 12, pp. 3206-3210. DOI: 10.1007/BF01116013
20. Pidan S. P., Auweter-Kurtz M., Herdrich G., Fertig M., Recombination coefficients and spectral emissivity of silicon carbide-based thermal protection materials, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2005, vol. 19, no. 4, pp. 566–571. DOI: 10.2514/1.12814
21. Liu L., Yang L., Ma H., Luo J., Xiao X., Zhao C., Zhang J., Wang G., Wang Y., Oxidation induced emissivity evolution of silicon carbide based thermal protection materials in hypersonic environments, *Journal of Asian Ceramic Societies*, 2021, vol. 9, no. 4, pp. 1506–1515. DOI: 10.1080/21870764.2021.1999559
22. Kaiser C. F., Burghaus H., Pagan A. S., Herdrich G., In-situ spectral emissivity assessment of sintered silicon carbide (SSiC) in high-enthalpy flows for catalysis investigations, *Proceedings of the 2nd International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions & Engineering (FAR)*, Heilbronn, Germany, 2022.
23. Chaplygin A. V., Galkin S. S., Lukomskii I. V., Tepteeva E. S., Vasil'evskii S. A., Kolesnikov A. F., Simonenko E. P., Simonenko N. P., Heat transfer and behavior of silicon carbide samples in subsonic air, nitrogen, and carbon dioxide plasma flows, *Fluid Dynamics*, 2024, vol. 59, no. 5, pp. 1462–1482. DOI: 10.1134/S0015462824604133
24. Lozino-Lozinskii G. E., The Flight of Buran, In: *Gagarin Scientific Readings on Cosmonautics and Aviation*, 1989, Moscow, Nauka, 1990, pp. 6–21 [in Russian].
25. Dozhdikov V. S., Petrov V. A., Radiation characteristics of heat-protective materials of the Buran orbital spacecraft, *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2000, vol. 73, no. 1, pp. 25–28. DOI: 10.1007/BF02681672
26. Solntsev S. S., Erosion-resistant, moisture-proof, thermoregulating coatings for the reusable thermal protection system of the “Buran” orbiter, *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2013, special issue, pp. 94–124 [in Russian].
27. Shchetanov B. V, Tile material for the external high-temperature thermal protection coating of the “Buran” orbiter, *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2013, special issue, pp. 41–50 [in Russian].
28. ASTM E422-05(2016). *Standard Test Method for Measuring Heat Flux Using a Water-Cooled Calorimeter*. West Conshohocken, PA, ASTM International, 2016, 5 p. DOI: 10.1520/E0422-05R16
29. Kovalev V. L., Kolesnikov A. F., Experimental and theoretical modeling of heterogeneous catalysis in aerothermochemistry (a review), *Fluid Dynamics*, 2005, vol. 40, no. 5, pp. 669–693. DOI: 10.1007/s10697-005-0106-4

Статья поступила в редакцию 11 августа 2026 г.