

Heat Transfer and Behavior of Silicon Carbide Samples in Subsonic Air, Nitrogen and Carbon Dioxide Plasma Flows

A. V. Chaplygin¹, S. S. Galkin¹, I. V. Lukomskii¹, E. S. Tepteeva¹,
S. A. Vasil'evskii¹, A. F. Kolesnikov¹, E. P. Simonenko², N. P. Simonenko²

¹*Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences,
Moscow, 119526, Russia*

chaplygin@ipmnet.ru

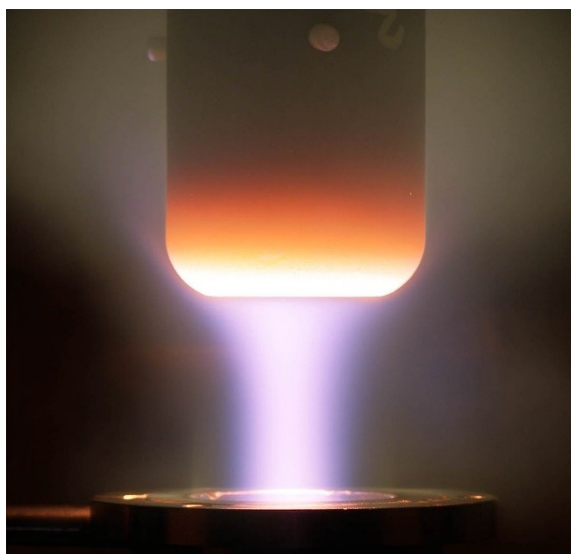
²*Kurnakov Institute of General and Inorganic Chemistry of the Russian Academy of Sciences,
Moscow, 119991, Russia*

ep_simonenko@mail.ru

Abstract

Heat exchange of silicon carbide samples in subsonic air, nitrogen and carbon dioxide plasma jets of VGU-4 HF-plasmatron has been investigated. A significant influence of the chemical composition of the dissociated gas flow on the material behavior was revealed. The macro- and microstructure of the samples surface was analyzed, the phase composition before and after exposure was investigated. The emissivity of the samples surface was investigated. Numerical modeling of the experimental modes using author's codes based on Navier-Stokes equations was carried out. The values of the effective recombination coefficient of atoms and molecules γ_w on the material surface were obtained. Probe measurements of heat fluxes and dynamic pressures for the modes of the experiments were performed.

Keywords: silicon carbide, heat transfer, HF-plasmatron, dissociated gas, emissivity, catalytic properties, thermochemical resistance.



Model with a silicon carbide sample installed, heated in the subsonic air plasma flow of the VGU-4 HF-plasmatron

УДК 533.6.011.8

Теплообмен и поведение образцов из карбида кремния в дозвуковых потоках плазмы воздуха, азота и углекислого газа

А. В. Чаплыгин¹, С. С. Галкин¹, И. В. Лукомский¹, Е. С. Тептеева¹,
С. А. Васильевский¹, А. Ф. Колесников¹, Е. П. Симоненко²,
Н. П. Симоненко²

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

²*Институт общей и неорганической химии им. Н.С. Курнакова РАН,
Россия, Москва, 119991, Ленинский проспект, 31
ep_simonenko@mail.ru*

Аннотация

Исследован теплообмен образцов карбида кремния в дозвуковых струях плазмы воздуха, азота и углекислого газа ВЧ-плазматрона ВГУ-4. Выявлено существенное влияние химического состава диссоциированного газового потока на поведение материала. Выполнен анализ макро- и микроструктуры поверхности образцов, исследован фазовый состав до и после воздействия. Исследована излучательная способность поверхности образцов. Проведено численное моделирование режимов экспериментов с использованием авторских кодов, основанных на уравнениях Навье – Стокса. Получены значения эффективного коэффициента рекомбинации атомов и молекул γ_w на поверхности материала. Выполнены зондовые измерения тепловых потоков и скоростных напоров для режимов проведенных экспериментов.

Ключевые слова: карбид кремния, теплообмен, ВЧ-плазматрон, диссоциированный газ, излучательная способность, каталитические свойства, термохимическая стойкость.

1. Введение

Благодаря своим механическим и теплофизическим свойствам, а также высокой термохимической стойкости, карбид кремния (SiC) и композиционные материалы, создаваемые на его основе (C/SiC, C-C/SiC, SiC/SiC), могут использоваться при создании теплонагруженных элементов конструкций аэрокосмической техники [1–4]. Карбид кремния также является компонентом, определяющим базовые свойства высокотемпературных керамик (УНТС) на основе систем ZrB₂(HfB₂)-SiC [5–10]. Неизменный интерес вызывают экспериментальные исследования материалов на основе SiC в установках, моделирующих условия входа в атмосферу Земли и других планет.

Окисление карбида кремния изучалось Французским центром аэрокосмических исследований (ONERA) на специализированной установке с использованием CO₂-лазера для определения влияния низкого давления и диссоциированного кислорода на кинетику окисления и природу образующихся оксидов [11]. В Институте Пьера-Жюлье де Генна (IMP-CNRS, Франция) изучались процессы окисления и катализа на поверхности SiC [12,13], проблема рекомбинации кислорода на поверхности SiC рассмотрена в [14]. Для изучения каталитических и излучательных свойств карбидокремниевых материалов применялась установка MESOX лаборатории PROMES-CNRS (Франция) [15].

В струях ВЧ-плазматрона Института гидродинамики фон Кармана (VKI Plasmatron, Бельгия) в рамках программы EXPERT проводились эксперименты по нагреву составных образцов с разрывом каталитических свойств на поверхности (с участком из карбида кремния) [16,17], экспериментальные исследования теплообмена композиционных материалов на основе SiC также выполнены при создании аппарата IXV [18] и в работе по программе FAST20XX (SpaceLiner) [19]. В [20] исследован эффект скачка температуры («temperature jump») на поверхности композиционного материала на основе SiC при воздействии струи воздушной плазмы и температуре поверхности выше 1900 К. Совместное исследование поведения SiC-материала в плазматроне VKI и на установке MESOX представлено в [21].

В [22,23] обсуждаются результаты испытаний образцов SiC, проведенных в до- и сверхзвуковых струях воздушной плазмы установки ВГУ-4 (ИПМех РАН, Россия). В рамках работы по программе EXPERT на установке ВГУ-4 определялись каталитические свойства материала SiC [24]. В [25] проведены эксперименты с образцами SiC для режимов плазматрона ВГУ-4, моделирующих условия входа в атмосферу аппарата Pre-X.

Многочисленные исследования различных аспектов поведения карбида кремния и материалов на его основе в условиях интенсивного аэродинамического нагрева проводились в Университете Штутгарта (IRS, Германия): выполнялись измерения тепловых потоков к поверхности SiC [26], исследовались особенности окисления поверхности и определялись ее каталитические свойства [27–37], оценивалась излучательная способность поверхности [38–40], в [41] эрозионные характеристики SiC-материалов исследовались совместно с Национальным космическим агентством Японии. Эксперименты с образцами материалов на основе SiC проводились также на установке LBK (DLR, Германия) [42–44].

В рамках диссертационного исследования [45] изучалось поведение SiC в струях плазмы 30-киловаттного индукционного ВЧ-плазматрона Университета Вермонта (США).

Теплообмен образцов на основе SiC экспериментально исследовался в электродуговом плазматроне Национальной аэрокосмической лаборатории Японии мощностью 750 кВт [46–48]. В [49, 50] каталитические свойства и окислительная стойкость карбидокремниевых материалов оценивались научной группой из Японии на основе экспериментальных данных, полученных в струях воздушной плазмы ВЧ-плазматрона У-13ВЧП ЦНИИМаш (Россия). В университете Гунма (Япония), были получены спектры излучения в слое у поверхности нагреваемых карбидокремниевых образцов [51–53] и выполнена визуализация процесса абляции [54]. Катализу атомарного кислорода на поверхности теплозащитных материалов (в том числе на поверхности SiC) в плазме, создаваемой микроволновым генератором, посвящена работа [55].

Абляция и окисление композиционных материалов на основе карбида кремния в высокоэнтальпийных химически активных газовых потоках подробно изучаются многими научными группами в Китае [56–63].

Большинство высокотемпературных испытаний образцов материалов на основе SiC проводится в воздушной среде, однако для более полного моделирования условий входа в атмосферы других планет (Венеры, Марса и Титана) важны также экспериментальные данные, получаемые в плазме азота [64–68] и углекислого газа [64,69–74].

Цель данной работы – изучение особенностей поведения однотипных образцов из карбида кремния при нагреве в дозвуковых струях плазмы разного химического состава (воздух, азот и углекислый газ) на одной экспериментальной установке (ВЧ-плазматроне ВГУ-4, ИПМех РАН). В экспериментах поддерживались одинаковые температуры лицевой поверхности образцов, расходы газов и давления в испытательной камере установки, что существенно упрощает анализ и прямое сравнение результатов.

2. Материалы и методы

Эксперименты проводились в дозвуковых струях плазмы воздуха, азота и углекислого газа 100-киловаттного высокочастотного индукционного плазмотрона ВГУ-4 (ИПМех РАН), конструкция которого подробно описана в [75].

Исследовались образцы из карбида кремния (SiC) в виде дисков толщиной 3 мм с диаметром лицевой поверхности 26.5 мм (рис. 1, а). Образцы устанавливались в лобовой части цилиндрической модели диаметром 50 мм из того же материала («ESA standard model»), как это показано на рис. 1, б. Модель с установленным образцом подвешивалась на медной водоохлаждаемой державке с помощью штифтов из Al_2O_3 , полость внутри модели между образцом и державкой заполнялась теплоизоляцией на основе углеродного волокна. Модель с образцом вводилась в плазменную струю после достижения заданных начальных параметров работы ВЧ-плазмотрона (давления в испытательной камере, расхода газа, мощности ВЧ-генератора).

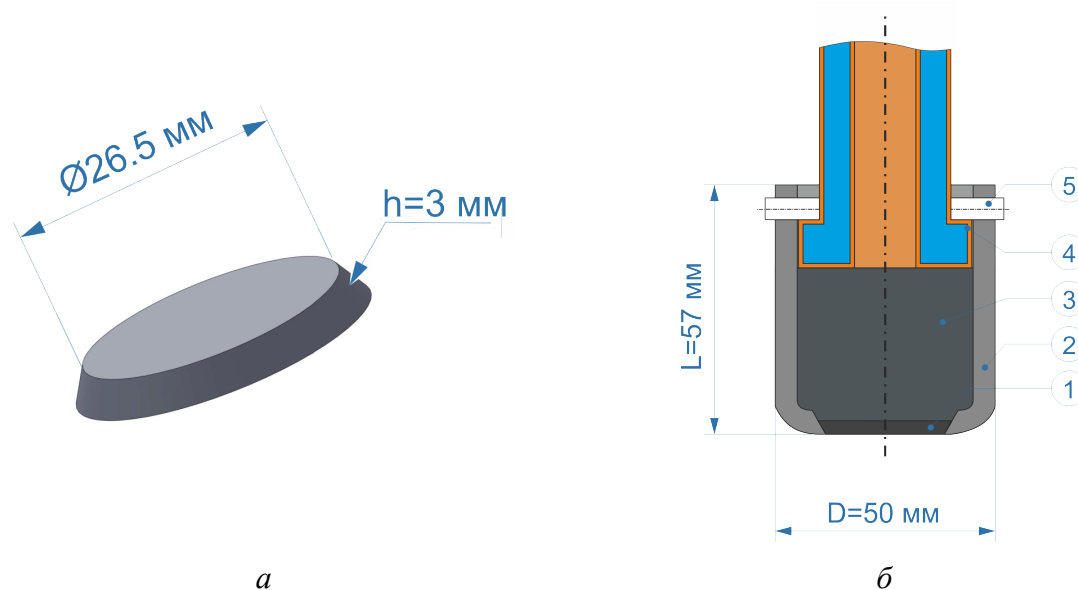


Рис. 1. Геометрия образца SiC (а) и схема его закрепления в маске (б): 1 – образец SiC; 2 – маска из SiC; 3 – углеродное волокно; 4 – водоохлаждаемая державка; 5 – штифт из Al_2O_3

Схема экспериментов показана на рис. 2. Расстояние от выходного сечения разрядного канала диаметром 80 мм до поверхности образца составляло 60 мм. Все эксперименты выполнялись при давлении в барокамере установки 50 гПа, расходе плазмообразующего газа 2.4 г/с в режиме постоянной температуры в центре лицевой поверхности образца 1600 °С, который поддерживался оператором установки за счет управления мощностью ВЧ-генератора. Давление в барокамере контролировалось с помощью датчика Элемер АИР-20/М2-ДА. Расход газа задавался электронным ротаметром Bronkhorst MV-306. Воздух отбирался непосредственно из лабораторного помещения, для экспериментов в струях углекислого газа и азота использовались газы особой чистоты (ОСЧ).

Измерение цветовой температуры в центре лицевой поверхности образца осуществлялось пирометром спектрального отношения «Mikron M770S» (точность ± 15 °С, диапазон измеряемых температур 1000÷3000 °С, показатель визирования – 1:180). Радиационная температура в центре лицевой поверхности образца измерялась пирометром полного излучения «Кельвин», прокалиброванным по модели абсолютно чёрного тела в диапазоне температур 1100÷2300 °С. Показатель визирования этого пирометра – 1:150. Оба пирометра устанавливались перед оптическим окном из BaF_2 таким образом, чтобы угол визирования и расстояние до объекта измерения были одинаковыми.

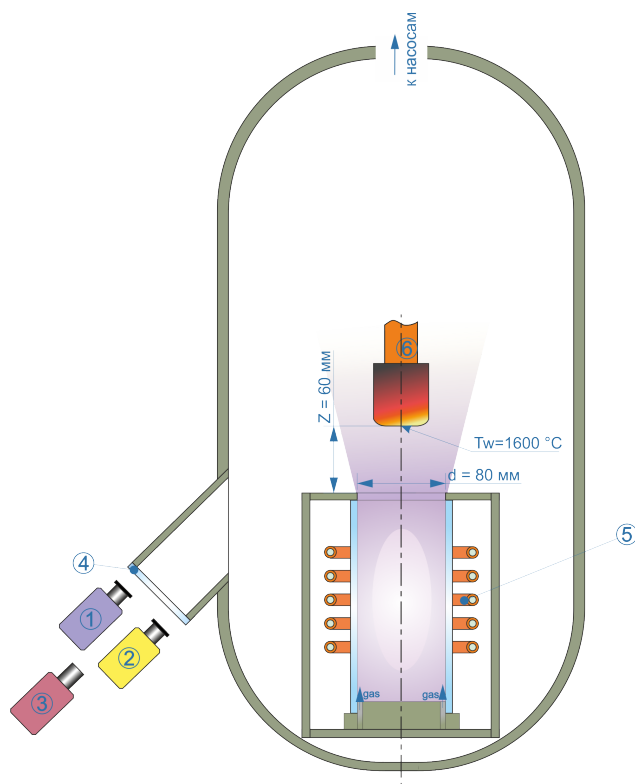


Рис. 2. Схема эксперимента по нагреву образца SiC в дозвуковой струе плазмы установки ВГУ-4. 1 – пирометр спектрального отношения; 2 – пирометр полного излучения; 3 – термовизор; 4 – окно из BaF₂; 5 – индуктор; 6 – водоохлаждаемая державка с моделью, в которой установлен образец SiC

С допущением, что спектральная излучательная способность нагреваемой поверхности не зависит или слабо зависит от длины волны (т.е. поверхность является серым телом), регистрируемая в экспериментах цветовая температура принималась за истинную. При этом сравнение цветовой и радиационной температур позволяло выполнить оценку направленной интегральной излучательной способности поверхности нагреваемого образца под углом визирования пирометров ($\sim 45^\circ$), но только для случая, когда центральная часть лицевой поверхности была нагрета достаточно равномерно – отсутствовали значительные перепады температуры в области визирования. Распределения температур на лицевой поверхности образца были получены с помощью термовизора «Тандем VS-415U», прокалиброванного по модели абсолютно чёрного тела в диапазоне $1100 \div 2300^\circ\text{C}$. Инструментальная погрешность измерений не превышала $\pm 15^\circ\text{C}$. В показания термовизора вносилась поправка на пропускание оптического окна (0.93). Поправка, учитывающая спектральную излучательную способность поверхности образца на рабочей длине волны 0.9 мкм, определялась из сравнения температуры в центре лицевой поверхности образца по данным термовизора с цветовой температурой, измеренной в той же области пирометром спектрального отношения. В случае необходимости термоизображения корректировались с учетом полученной оценки спектральной излучательной способности поверхности при обработке данных после экспериментов.

Референсные тепловые потоки к холодной высококаталитической стенке для режимов экспериментов в дозвуковых плазменных струях измерялись с помощью проточного калориметра с тепловоспринимающей поверхностью из меди. Калориметр устанавливался в водоохлаждаемую цилиндрическую модель диаметром 50 мм с плоским носком и закругленными кромками. Диаметр тепловоспринимающей поверхности калориметра составлял 13.8 мм. Массовый расход охлаждающей воды в калориметре измерялся с помощью ультразвукового расходомера Bronkhorst ES-FLOW. Изменение температуры воды в калориметре

измерялось с помощью дифференциальной термопары. Погрешность измерений теплового потока оценивается в 10 % [76]. Динамические давления на оси струи измерялись с помощью трубки Пито и дифференциального мембранного преобразователя давления Элемер АИР-20/М2-ДД (максимальный верхний предел измерений 1.6 кПа, предел допускаемой основной приведенной погрешности $\pm 0.2\%$).

Образцы взвешивались до и, по возможности, после эксперимента на аналитических весах ВЛ-124В.

Излучательная способность поверхности образцов до и после воздействия плазмы измерялась с помощью рефлектометра ET-100 (Surface Optics Corp.). Рефлектометр ET-100 служит для измерения коэффициента теплового излучения поверхности в спектральном диапазоне от 1.9 до 21 мкм и позволяет определить полусферическую излучательную способность поверхности ε_H и направленную излучательную способность под углами 20° и 60° (ε_{20} и ε_{60} , соответственно).

Микроструктуру поверхности после воздействия плазмы изучали методом растровой электронной микроскопии (РЭМ) на трехлучевой рабочей станции NVision 40, Carl Zeiss (с использованием детектора SE2, ускоряющее напряжение 2 кВ), а также с помощью стереомикроскопа Olympus SZX-7. Рентгенограммы образцов SiC до и после воздействия дозвуковых потоков плазмы записывались на рентгеновском дифрактометре Bruker D8 Advance (излучение $\text{CuK}\alpha$, разрешение 0.02° при накоплении сигнала в точке в течение 0.3 с). Рентгенофазовый анализ (РФА) выполнялся с применением программы MATCH! – Phase Identification from Powder Diffraction, Version 3.8.0.137 (Crystal Impact, Germany), в которую интегрирована база данных Crystallography Open Database (COD).

Численное моделирование дозвуковых течений плазмы (воздуха, азота и углекислого газа) и определение эффективного коэффициента каталитической рекомбинации атомов N, O и молекул CO на поверхности образцов SiC осуществлялось в программном комплексе, разработанном в Лаборатории взаимодействия плазмы и излучения с материалами ИПМех РАН. Этот программный комплекс включает в себя коды «Alpha», «Beta» и «Gamma». Течение в установке ВГУ-4 разделено на три характерные области: 1) течение плазмы в разрядном канале (программа «Alpha»); 2) обтекание исследуемой модели дозвуковой струей, истекающей из разрядного канала (программа «Beta»); 3) пограничный слой перед точкой торможения на поверхности модели (программа «Gamma»). Расчеты во всех трех областях проводились в предположении стационарного ламинарного течения, излучение плазмы не учитывалось. Расчеты в 1-й и 2-й областях выполнялись на основе двумерных уравнений Навье – Стокса для дозвукового осесимметричного течения химически и термически равновесного частично диссоциированного и ионизованного газа. Расчет пограничного слоя основан на решении системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих одномерное течение химически неравновесного частично диссоциированного газа в пограничном слое конечной толщины на оси симметрии вблизи критической точки модели с учетом конечной каталитической активности поверхности.

3. Эксперименты в дозвуковых струях плазмы воздуха, азота и углекислого газа

Модель с образцом SiC вводилась в дозвуковую струю плазмы после достижения заданного давления в испытательной камере 50 гПа при начальной мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию $N_{\text{ap}} = 40$ кВт для плазмы воздуха и углекислого газа и $N_{\text{ap}} = 35$ кВт для плазмы азота. Далее оператор плавно увеличивал подводимую мощность до достижения цветовой температуры в центре лицевой поверхности $T_c = 1600^\circ\text{C}$, дальнейшая корректировка мощности выполнялась для поддержания заданного режима постоянной температуры. Время воздействия плазмы при постоянной температуре поверхности 1600°C во всех экспериментах составляло 600 с. Зависимости основных параметров экспе-

риментов от времени представлены на рис. 3. Поддержание режима постоянной температуры не требовало существенной коррекции подводимой мощности, что свидетельствует об установившемся характере термохимических процессов на поверхности образцов.

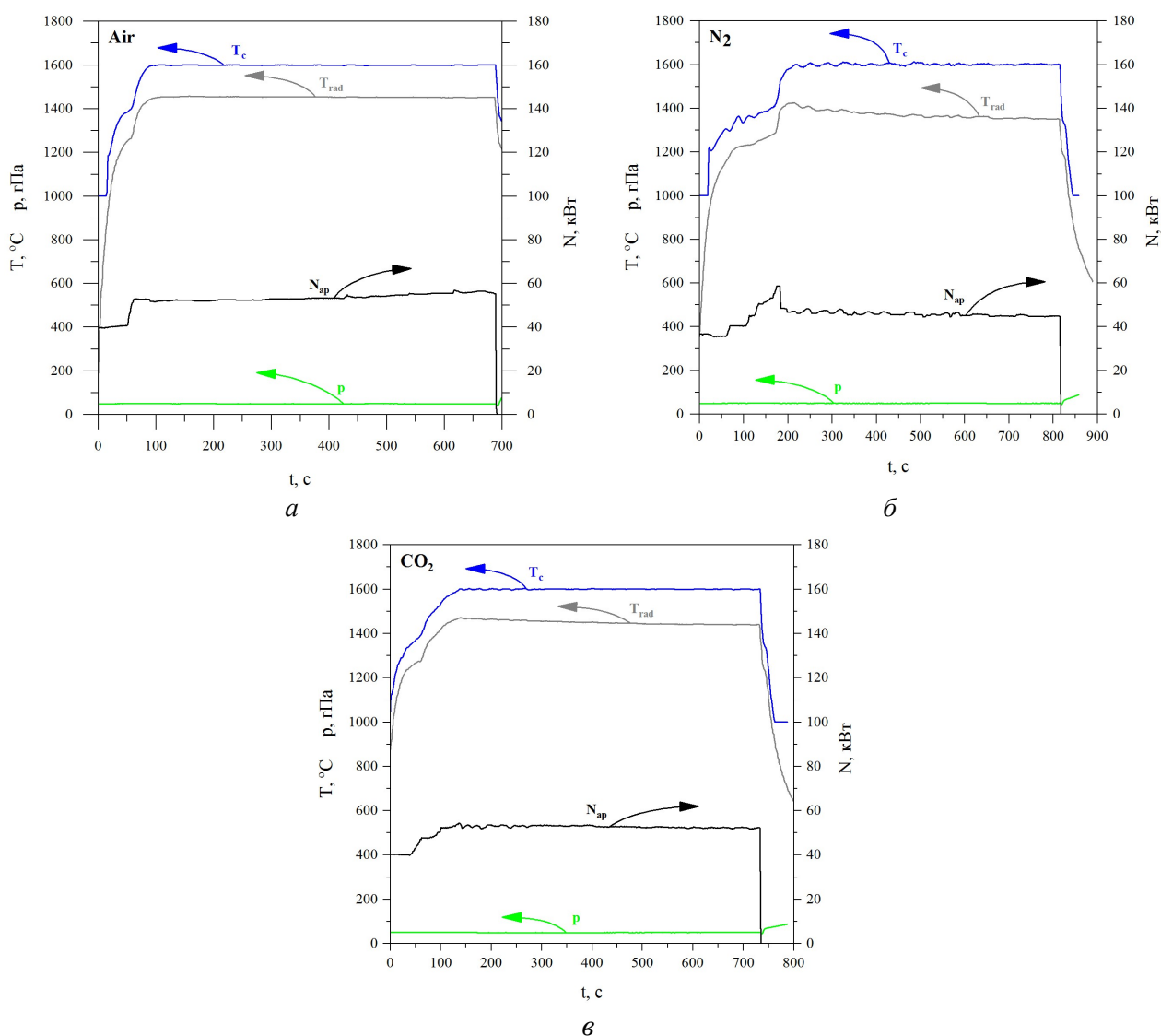


Рис. 3. Зависимости от времени цветовой (T_c) и радиационной (T_{rad}) температур в центре лицевой поверхности образца, а также значения мощности ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-4 (N_{ap}) и давления в испытательной камере, зарегистрированные в экспериментах с разным составом плазмообразующего газа: (а) воздух, (б) азот, (в) углекислый газ

На рис. 4 представлены примеры термоизображений образцов SiC в масках из того же материала и соответствующих профилей температур, полученных во время экспериментов. Плоская поверхность образцов SiC в плазме воздуха и углекислого газа была нагрета достаточно равномерно, без локальных максимумов температур. Во время эксперимента в плазме азота на поверхности наблюдался выраженный участок локального перегрева, которому соответствует темный неоднородный дефект, выявленный при анализе макроструктуры поверхности после воздействия (см. п. 4).

Унос массы образца SiC после воздействия воздушной плазмы составил 0.0512 г, измерить унос массы после воздействия плазмы N₂ и CO₂ не удалось из-за механических повреждений, которые получили образцы во время извлечения из маски.

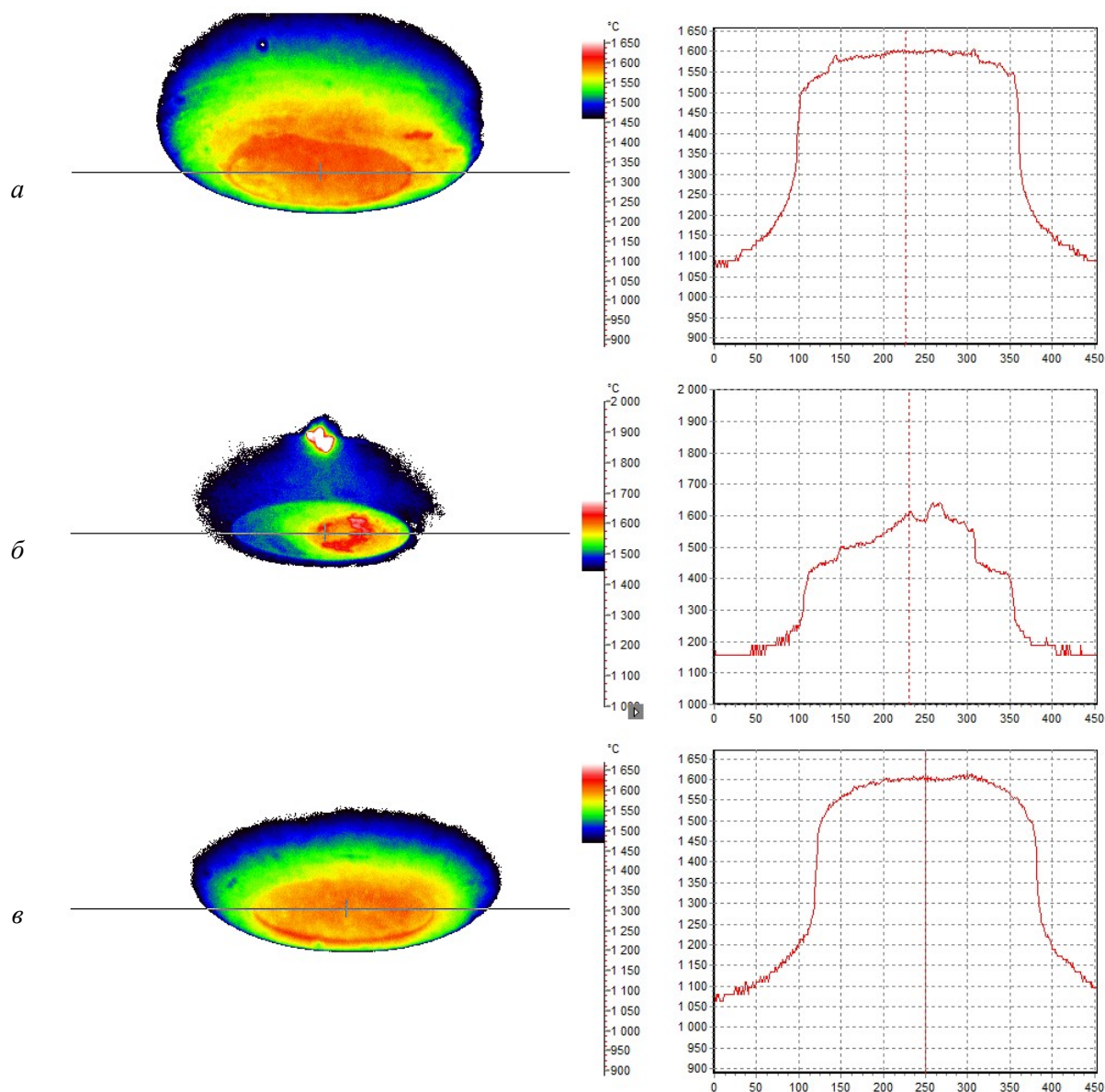


Рис. 4. Термоизображения образцов SiC в масках из того же материала и профили температур вдоль горизонтальной линии сканирования, полученные во время экспериментов в плазме воздуха (а), азота (б) и углекислого газа (в)

4. Расчетно-экспериментальное исследование режимов теплообмена

Уравнения Навье – Стокса в программе «Alpha» решались с использованием метода контрольных объемов и алгоритма SIMPLE Патанкара и Сполдинга [77,78]. Особенности численного моделирования течения плазмы воздуха, азота и углекислого газа в кварцевом разрядном канале установки ВГУ-4 диаметром 80 мм подробно обсуждались в [79], там же приведены результаты расчетов при значениях мощности ВЧ-генератора по анодному питанию $N_{ap} = 45$ и 70 кВт.

Для режимов экспериментов с образцами SiC проведены аналогичные расчеты при осредненных по времени значениях N_{ap} (среднее значение от момента выхода на заданную температуру поверхности образца 1600 °С до выключения установки). В табл. 1 приведены основные рассчитанные параметры на выходе из разрядного канала на оси симметрии – скорость u_{c0} , температура T_{c0} , энтальпия h_{c0} , а также энергозатраты в плазму $N_{pl} = \eta_{eff} \cdot N_{ap}$, где η_{eff} – значение КПД плазмотрона.

Таблица 1

Режимы ВГУ-4 и рассчитанные для них параметры плазмы на выходе из канала на оси симметрии

Состав плазмы	N_{ap} , кВт	N_{pl} , кВт	u_{c0} , м/с	T_{c0} , К	h_{c0} , МДж/кг
Воздух	53.7	34.4	336	8114	43.0
Азот (N ₂)	45.8	28.5	308	7157	42.2
Углекислый газ (CO ₂)	52.8	27.1	208	6565	36.5

Полученные параметры течения на срезе канала задавались в качестве граничных условий при расчете обтекания цилиндрической модели диаметром 50 мм с плоским носком и скругленной кромкой дозвуковой струей плазмы, истекающей из разрядного канала ВГУ-4 в испытательную камеру. С помощью программы «Beta» численно решались двумерные уравнения Навье – Стокса, записанные в цилиндрической системе координат.

Основными результатами расчета в программе «Beta» являются:

- 1) параметры высокоэнтальпийного газа в ядре дозвуковой струи от среза канала до переднего торца модели;
- 2) набор безразмерных параметров, характеризующих толщину пограничного слоя и завихренность потока на его внешней границе на оси струи; эти параметры далее используются как входные данные для программы «Gamma».

На рис. 5 показаны изотермы в ядре струи, включая пограничный слой перед моделью, для режима ВГУ-4: $N_{ap} = 53.7$ кВт, рабочий газ – воздух, давление в барокамере $p = 50$ гПа, расход газа 2.4 г/с.

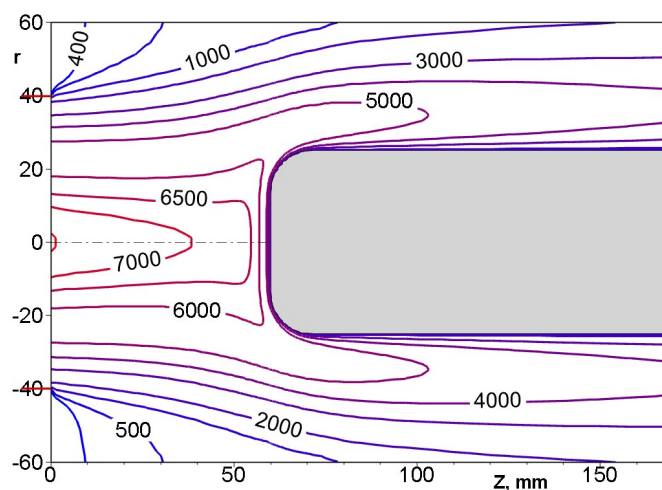


Рис. 5. Изотермы в ядре струи для режима ВГУ-4: $N_{ap} = 53.7$ кВт, рабочий газ – воздух; значения температуры указаны в Кельвинах

На рис. 6 показаны распределения скорости $u_0(z)$ (а) и энтальпии $h_0(z)$ (б) вдоль оси струи от выходного сечения канала ($z = 0$) до поверхности образца ($z = 60$ мм) для режима ВГУ-4 $N_{ap} = 53.7$ кВт, для трех газов – воздуха (1), азота (2), углекислого газа (3).

Для расчета течения в пограничном слое вблизи переднего торца модели на оси симметрии использовалась программа «Gamma». Принималось, что поверхность модели имеет заданную температуру T_w и характеризуется эффективным коэффициентом каталитической рекомбинации атомов γ_w . Расчет основан на одномерной модели пограничного слоя конечной толщины для химически неравновесного диссоциированного газа [80]. В рамках разра-

ботанной в [81, 82] методики в качестве измеряемых параметров при расчетах в программе «Gamma» используются: q_{ws} – референсный тепловой поток к эталонному высококаталитическому материалу; p_{dyn} – динамическое давление. Эти величины измерялись для конкретных условий экспериментов зондовым методом (с помощью проточного калориметра и трубки Пито). Для воздуха и азота в качестве эталонного высококаталитического материала обычно выбирается медь, для углекислого газа в [81] в качестве эталонного высококаталитического материала выбиралось серебро, но в данной работе для единообразия во всех случаях при измерениях использовался проточный калориметр с тепловоспринимающей поверхностью из меди.

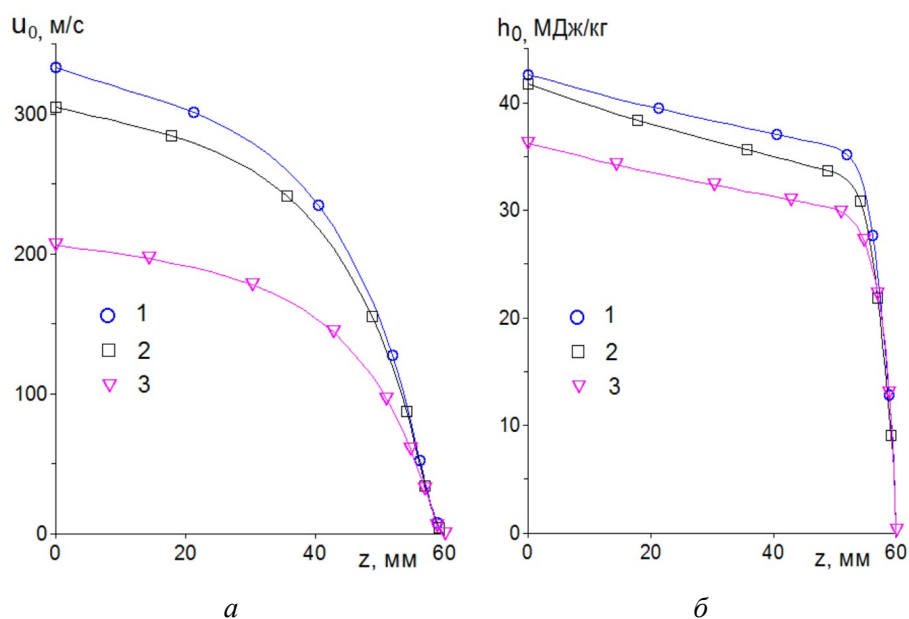


Рис. 6. Распределения скорости (а) и энтальпии (б) вдоль оси струи от среза канала до переднего торца модели для режимов ВГУ-4: воздух (1), азот (2), углекислый газ (3)

Энтальпия h_e определяется с помощью программы «Gamma» из условия равенства расчетного теплового потока к идеально каталитической поверхности и измеренного значения $q_{wcalc}(h_e, \gamma_{ws}, T_{ws}) = q_{ws}$. Здесь $T_{ws} = 300$ К – температура наружной поверхности калориметра, $\gamma_{ws} = 1$ – эффективная вероятность поверхностной рекомбинации для эталонного материала (меди). По энтальпии h_e с помощью условий химического равновесия определяется соответствующая температура T_c .

Тепловой поток к поверхности образцов SiC определялся из закона Стефана – Больцмана $q_w(\text{SiC}) = \sigma T_{rad}^4$ (T_{rad} – радиационная температура поверхности, измеренная пирометром полного излучения) в предположении, что утечка тепла с поверхности образца внутрь материала пренебрежимо мала. Вводя допущение, что спектральная излучательная способность поверхности образцов SiC не зависит или слабо зависит от длины волны, можно принять цветовую температуру поверхности T_c , измеряемую пирометром спектрального отношения, за истинную (во всех экспериментах $T_c = 1600$ °C). Тогда из равенства $q_w(\text{SiC}) = \varepsilon_t \sigma T_c^4$ получаем оценку интегральной излучательной способности поверхности $\varepsilon_t = (T_{rad}/T_c)^4$.

Основные результаты расчетов в программе Gamma, оценки интегральной излучательной способности поверхности ε_t , а также измеренные в независимых экспериментах тепловые потоки к медной поверхности и динамические давления для трех газов приведены в табл. 2. Расчеты и измерения проводились при значениях мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию N_{ap} , принятых в соответствии с табл. 1.

Таблица 2

Режимы ВГУ-4 для экспериментов с образцами SiC, основные измеренные параметры и результаты расчетов в зависимости от состава плазмообразующего газа

Параметр	Воздух	N ₂	CO ₂	Параметр	Воздух	N ₂	CO ₂
N_{ap} , кВт	53.7	45.8	52.8	T_e , К	6502	6200	5583
q_{ws} , Вт/см ²	181	157	113	ε_i (SiC)	0.72	0.59	0.72
P_{dyn} , Па	108	97	75	q_w (SiC), Вт/см ²	50	41	50
h_e , МДж/кг	33.7	28.8	20.7	γ_w (SiC)	3.50e-3	2.34e-3	1.10e-2

Карты тепловых потоков, рассчитанные для трех газов, показаны на рис. 7, где кривые 1–7 – результаты расчета теплового потока для заданного набора значений $\gamma_w = 1.0, 0.1, 0.0316, 0.01, 0.00316, 0.001, 0$. Кривая 8 – расчет теплового потока от химически замороженного пограничного слоя к некаталитической поверхности $\gamma_w = 0$. Символы 9 и 10 – измеренные значения q_w к холодному медному датчику, т.е. q_{ws} , и к образцу SiC, т.е. q_w (SiC).

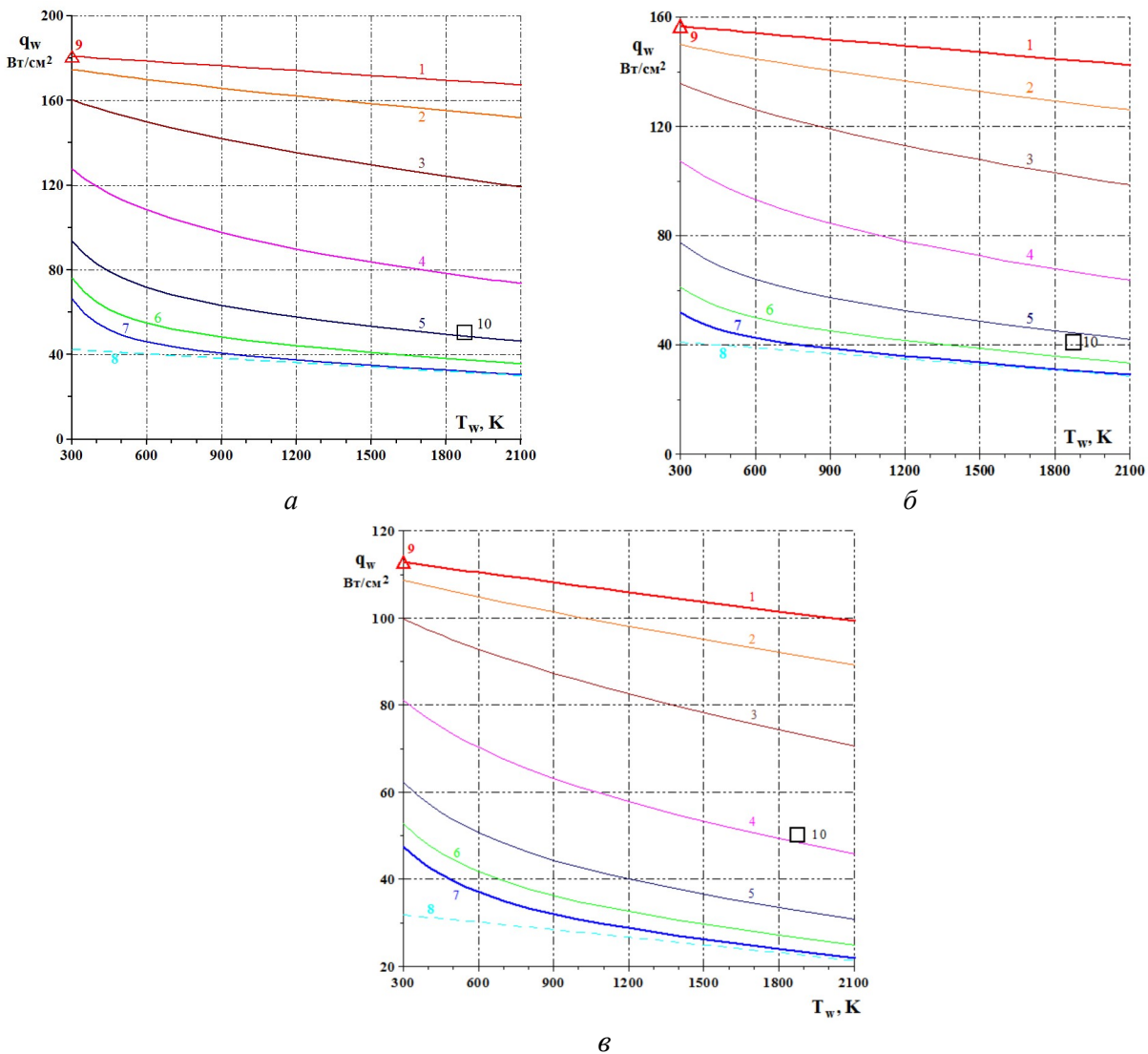


Рис. 7. Карты тепловых потоков для воздуха (а), азота (б) и углекислого газа (в). Кривые 1–7 – результаты расчета теплового потока для значений $\gamma_w = 1.0, 0.1, 0.0316, 0.01, 0.00316, 0.001, 0$. Кривая 8 – расчет теплового потока от химически замороженного пограничного слоя к некаталитической поверхности $\gamma_w = 0$. Символы 9 и 10 – измеренные значения q_w к холодному медному датчику и к образцу SiC

На рис. 8 показаны профили массовых концентраций компонент поперек пограничного слоя для воздуха, азота и углекислого газа, рассчитанные по программе Gamma для температуры поверхности образца $T_w = 1600$ °С и для значений эффективного коэффициента рекомбинации γ_w , определенных из расчетов по тепловым потокам к образцу SiC (см. табл. 2). Профили компонент, концентрации которых пренебрежимо малы, на рисунках не показаны. Для всех рабочих газов координата внешней границы пограничного слоя $Y_e = 51.9$ мм, координата критической точки образца SiC $Y_w = 60$ мм.

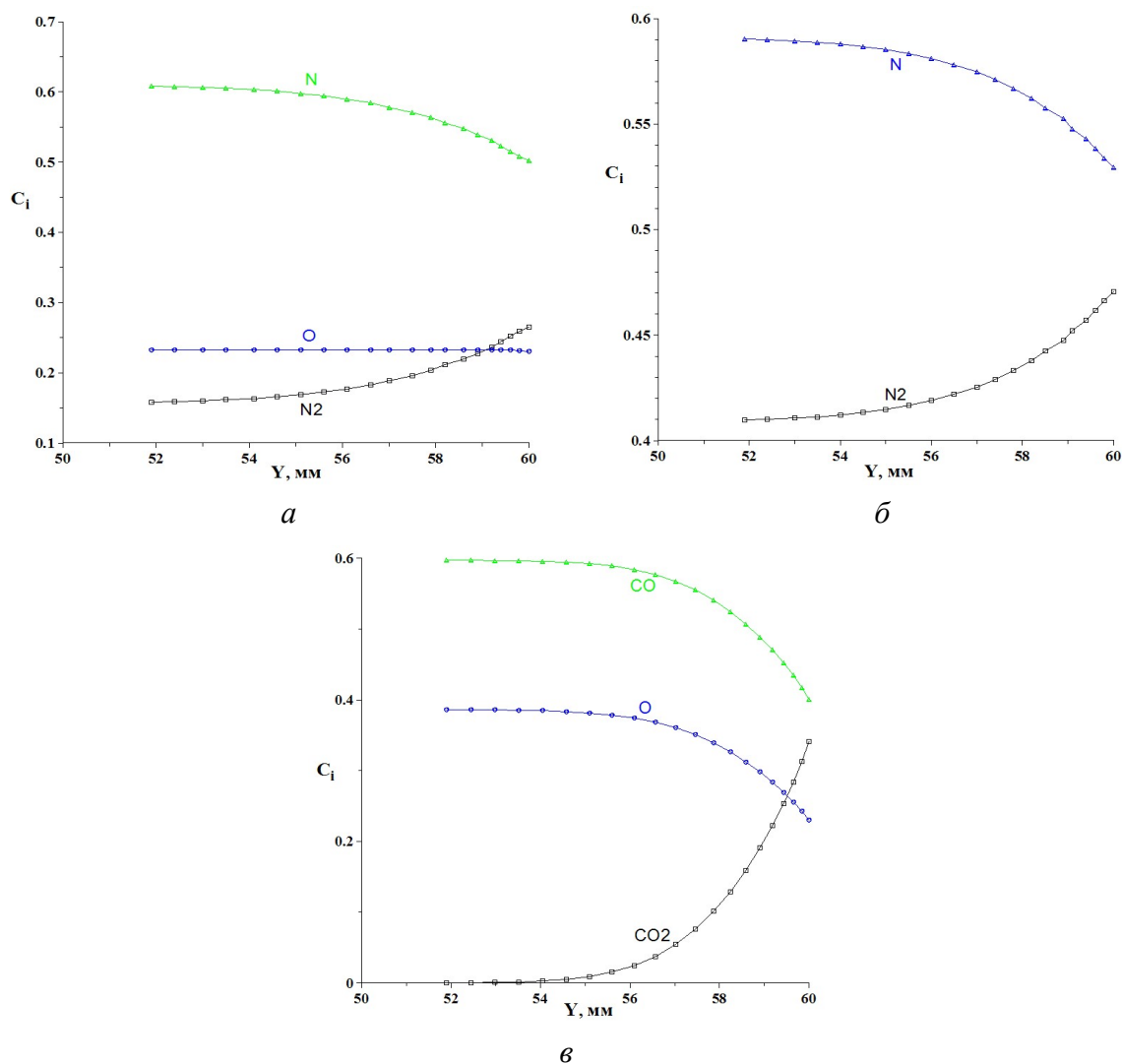


Рис. 8. Распределения массовых концентраций компонент поперек пограничного слоя диссоциированного воздуха (а), азота (б) и углекислого газа (в)

5. Анализ поверхности

5.1. Макроструктура поверхности образцов

Фотографии лицевой поверхности образцов SiC в исходном состоянии и после воздействия дозвуковых струй плазмы разного состава представлены на рис. 9. До воздействия высокоэнтальпийного потока поверхность образцов SiC серая, гладкая. После воздействия плазмы воздуха лицевая поверхность образца стала более шероховатой, но при этом осталась достаточно однородной, за исключением несколько небольших стекловидных капель у края. Наибольшие изменения наблюдаются на образце SiC после воздействия плазмы азота: лицевая поверхность стала светло-серой с крупным неоднородным темно-серым дефектом.

Лицевая поверхность образца, испытанного в дозвуковом потоке плазмы углекислого газа по макроструктуре ближе к состоянию образца, испытанного в потоке диссоциированного воздуха, но с гораздо большим числом стекловидных образований. Более детальные снимки характерных фрагментов поверхности, полученные с помощью стереомикроскопа, приведены на рис. 10.

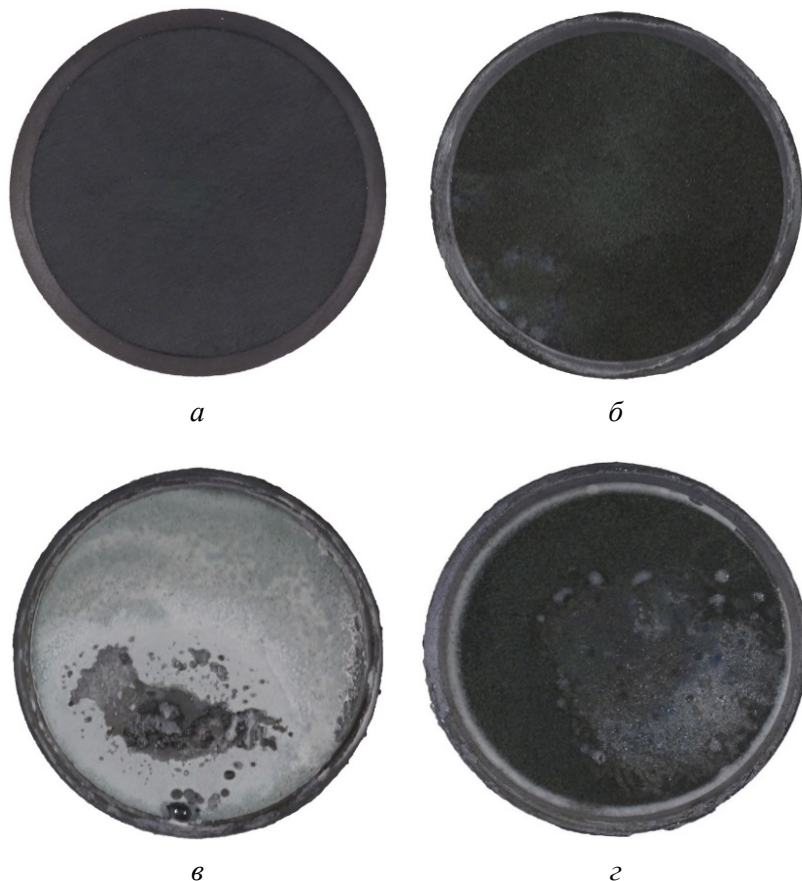


Рис. 9. Фотографии образцов SiC до воздействия (а) и после воздействия плазмы воздуха (б), азота (в), углекислого газа (г)

5.2. Излучательная способность поверхности

В таблице 3 приведены результаты измерений полусферической (ϵ_H) и направленной (под углами 20° (ϵ_{20}) и 60° (ϵ_{60})) излучательных способностей лицевой поверхности образцов, выполненных рефлектометром до и после воздействия плазмы (при комнатной температуре). Учитывая существенную неоднородность поверхности образца после нагрева в плазме азота, следует с осторожностью интерпретировать результаты соответствующего измерения.

Таблица 3

Излучательная способность поверхности образцов SiC до и после воздействия плазмы разного состава, измеренная рефлектометром ET-100 в спектральном диапазоне от 1.9 до 21 мкм

Излучательная способность	До воздействия	Воздух	N ₂	CO ₂
ϵ_H	0.651	0.779	0.857	0.820
ϵ_{20}	0.667	0.823	0.913	0.880
ϵ_{60}	0.618	0.779	0.904	0.839

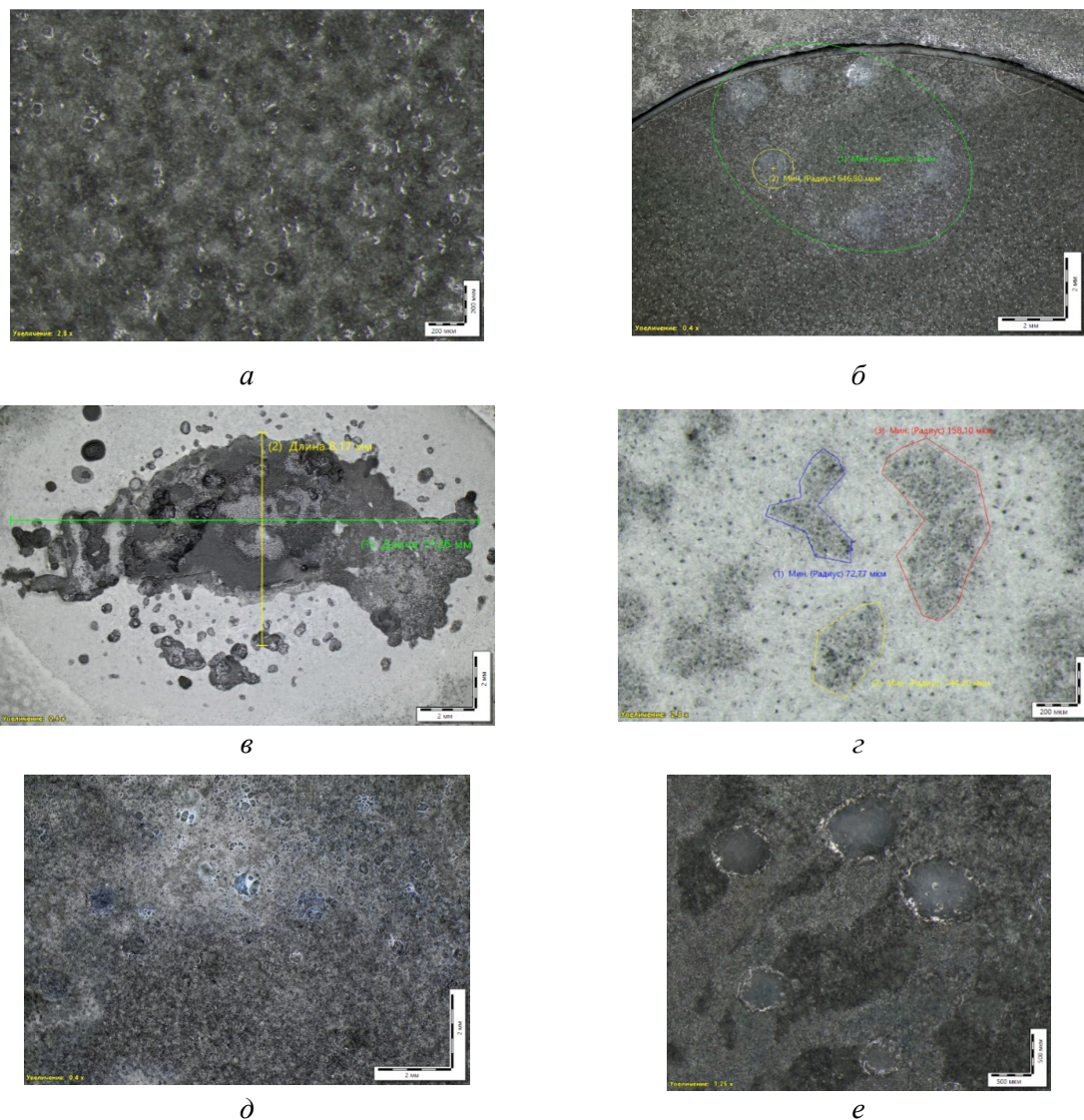


Рис. 10. Характерные участки поверхности образцов SiC после воздействия плазмы воздуха (а, б), азота (в, г) и углекислого газа (д, е)

5.3. Фазовый состав исходного образца

Исходный образец на основе SiC изучен с применением рентгенофазового анализа (рис. 11).

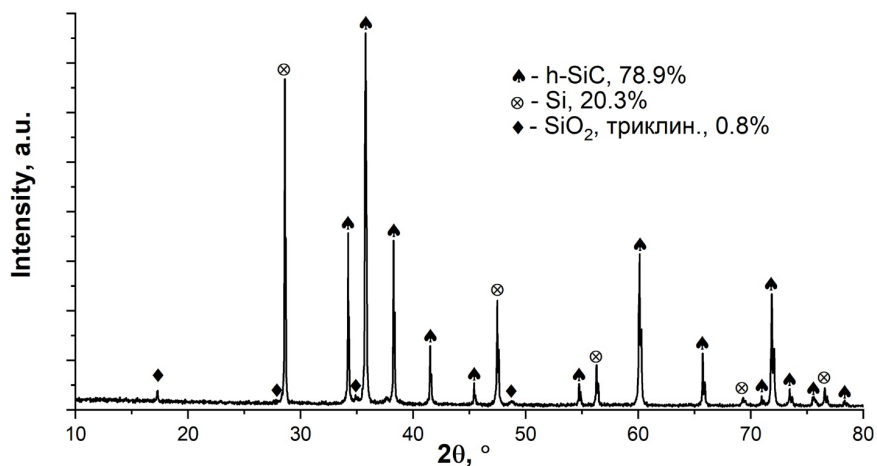


Рис. 11. Рентгенограмма исходного SiC-образца

Установлено, что на поверхности образца помимо основной фазы гексагонального карбида кремния в образце присутствуют также 20.3% кристаллического кремния и незначительная примесь триклинного диоксида кремния (0.8%).

5.4. Микроструктура и фазовый состав поверхности образца SiC после воздействия плазмы углекислого газа

По данным растровой электронной микроскопии (рис. 12), после воздействия на образец SiC дозвукового потока диоксида углерода его поверхность имеет относительно гладкую микроструктуру, в которой сочетается стекловидный слой, возникший при взаимодействии атомарного кислорода с карбидом кремния и избыточным кремнием, с вкраплениями мелких, размером ≤ 1 мкм, частиц, вероятно, кристаллического SiO₂. При этом на поверхности стекловидного слоя наблюдаются тонкие трещины шириной не более $50 \div 100$ нм, возникшие, скорее всего, при резком охлаждении образца.

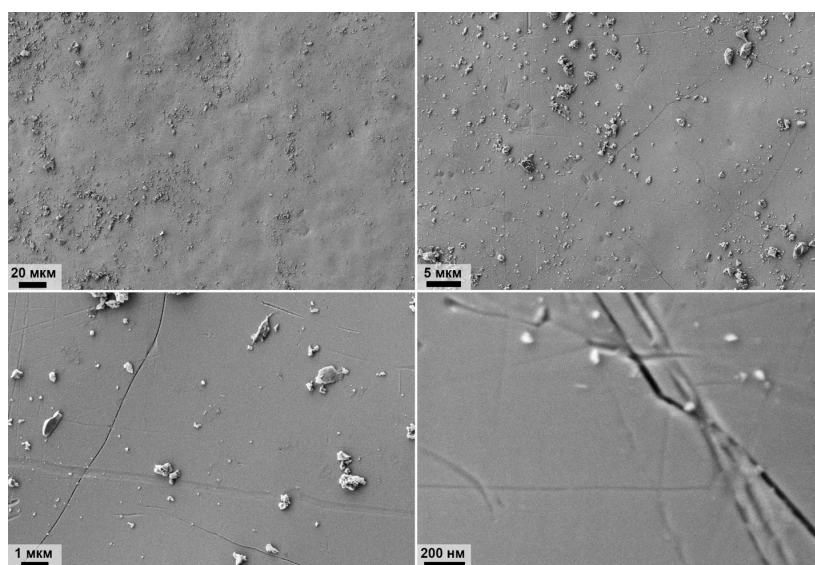


Рис. 12. Микроструктура (по данным растровой электронной микроскопии) поверхности образца SiC после испытания в потоке диссоциированного CO₂

Исследование фазового состава окисленной поверхности (рис. 13) позволило установить соотношение кристаллических фаз, вероятно, или находящихся под верхним стекловидным слоем, или включенных в силикатное стекло и сформировавшихся на поверхности в виде субмикронных частиц.

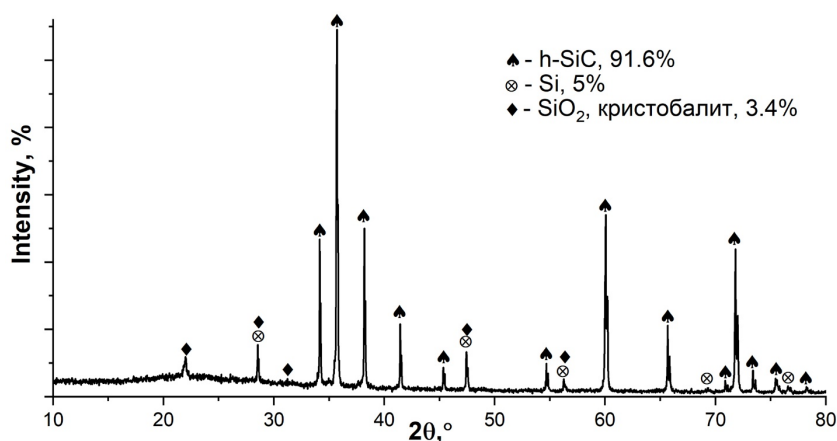


Рис. 13. Рентгенограмма поверхности образца SiC после испытания в потоке диссоциированного CO₂

Основной фазой остается гексагональный карбид кремния, содержание которого несколько выше по сравнению с исходным образцом (91.6% по сравнению с 78.9%). Это может быть объяснено тем, что имеющийся в исходном образце кристаллический кремний в первую очередь подвергается окислению с образованием рентгеноаморфного SiO_2 , задегированного в стекловидном слое. Кроме того, несколько повысилось и содержание кристаллического диоксида кремния с 0.8 до 3.4%.

5.5. Микроструктура и фазовый состав поверхности образца SiC после воздействия плазмы воздуха

Микроструктура SiC-образца после воздействия потока диссоциированного воздуха является существенно более шероховатой (рис. 14), т.е. над поверхностью также образовавшегося силикатного стекловидного слоя расположены как субмикронные частицы осколочной формы, так и более крупные (размером до $4 \div 5$ мкм) образования. Кроме того, необходимо отметить, что для поверхности характерно присутствие как некоторого количества выпуклостей, так и впадин, в которых локализуются мелкие осколочные частицы. Вероятно, это связано с газообразованием в результате взаимодействия диффундировавшего через поверхностный слой силикатного расплава кислорода и карбида кремния по активному механизму (с образованием газообразных SiO и CO).

Анализ рентгенограммы окисленной поверхности образца также свидетельствует о приоритетном взаимодействии с кислородом (как атомарным, так и молекулярным) присутствующего в образце кремния, который расходуется, вероятно, на образование верхнего рентгеноаморфного стекловидного слоя. Таким образом, после термохимического воздействия кристаллический кремний в образце не найден. При этом, наблюдается частичное фазовое превращение гексагонального карбида кремния в кубический, итоговое соотношение h-SiC:c-SiC составляет 69.3 к 26.0%. Наблюдающееся небольшое количество диоксида кремния в модификации кристобалита также связано с его кристаллизацией из силикатного расплава на поверхности, образовавшегося при окислении Si и SiC.

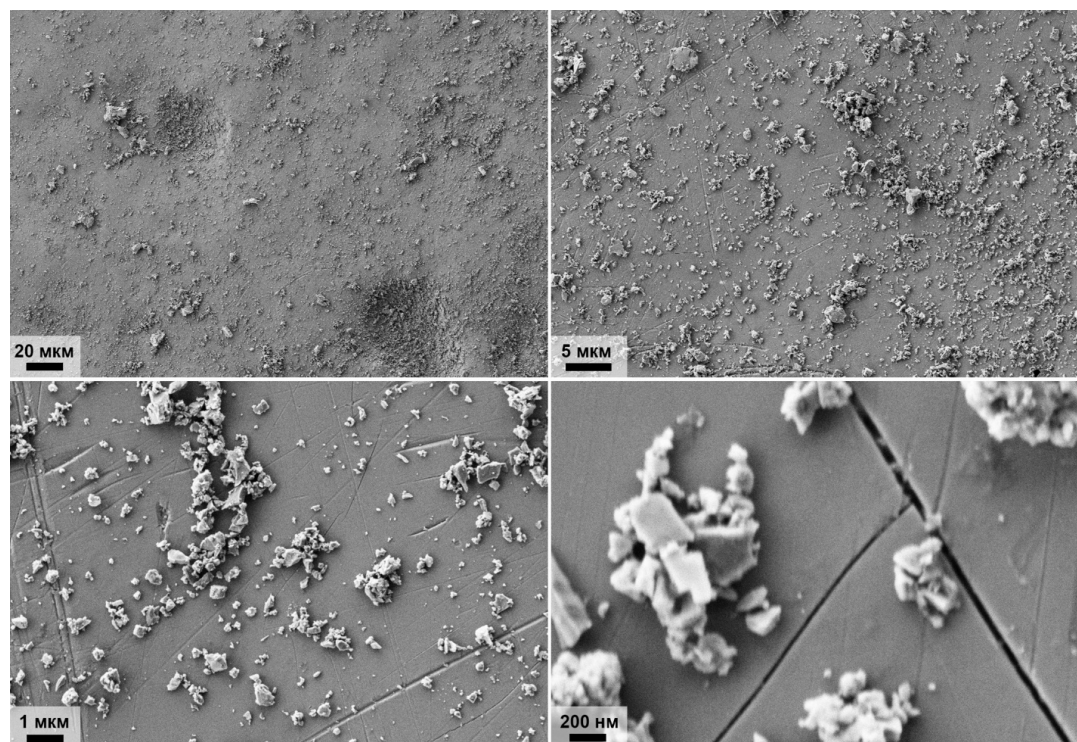


Рис. 14. Микроструктура (по данным растровой электронной микроскопии) поверхности образца SiC после испытания в потоке диссоциированного воздуха

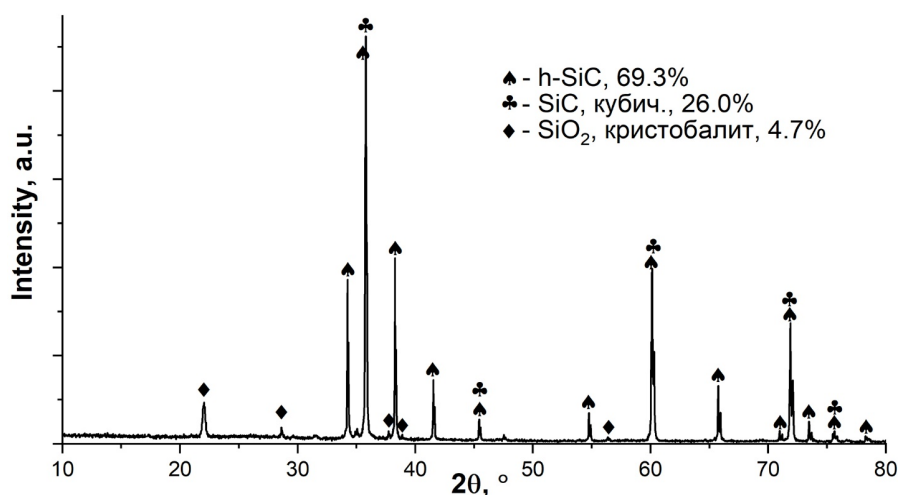


Рис. 15. Рентгенограмма поверхности образца SiC после испытания в потоке диссоциированного воздуха

5.6. Микроструктура и фазовый состав поверхности образца SiC после воздействия плазмы азота

Как показали данные растровой электронной микроскопии, поверхность SiC-образца после воздействия на нее потока диссоциированного азота значительно отличается от таковой, наблюдающейся после воздействия потоков воздуха и CO₂ – рис. 16.

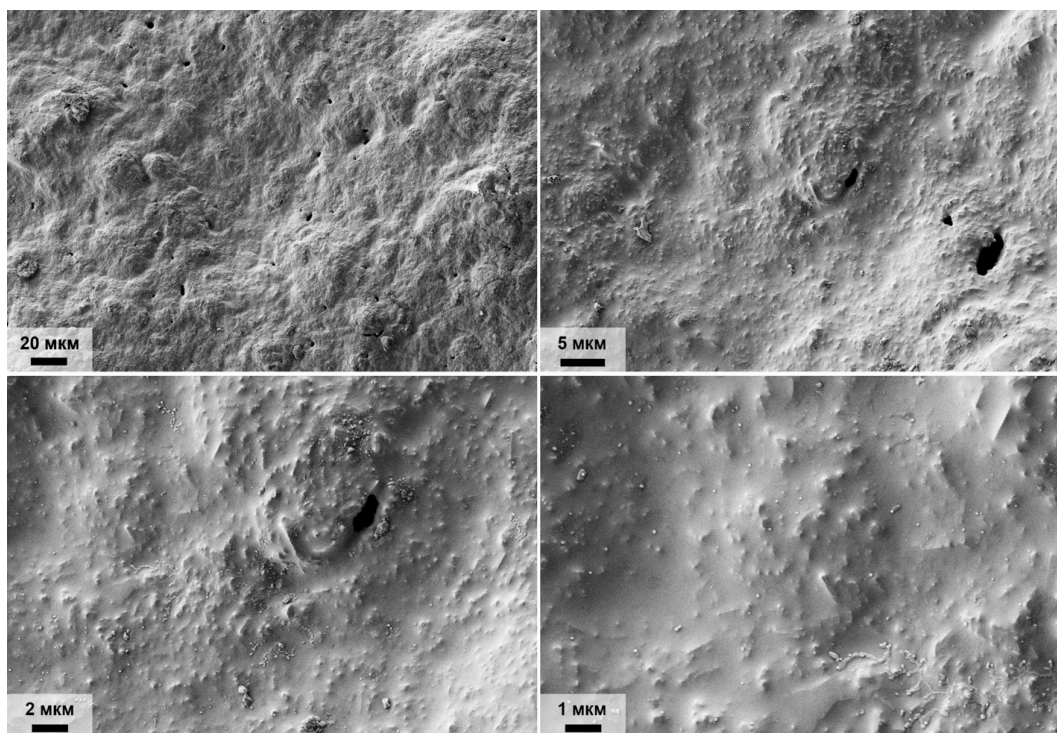


Рис. 16. Микроструктура (по данным растровой электронной микроскопии) поверхности образца SiC после испытания в потоке диссоциированного азота

Так, на поверхности не идентифицируется наличие стекловидной фазы, она покрыта серым керамическим налетом. Кроме того, примерно четверть поверхности занимает темное пятно, внешний вид которого напоминает расплав кремния. Анализ микроструктуры основной части поверхности серого цвета (рис. 16) показал, что сформировалось неоднородное покрытие с проступающими очертаниями очень мелких частиц диаметром менее

50 ÷ 100 нм. Наблюдаемая микроструктура может быть связана с протекающими в ходе термохимического воздействия газофазными реакциями между кремнием и карбидом кремния с атомарным азотом с формированием нитрида кремния. В образовавшемся поверхностном слое встречаются также поры обтекаемой формы диаметром ~ 2 ÷ 5 мкм, которые могут быть связаны с удалением от поверхности газообразных продуктов деструкции SiC или с испарением кремния.

Рентгенофазовый анализ основной части поверхности после испытания (рис. 17, гладкая поверхность) свидетельствует при сохранении фазы гексагонального карбида кремния (его содержание 43.2 %) об образовании большого количества нитрида кремния (39.2 %) как продукта реакций между Si/SiC и азотом. При наличии незначительного количества остаточного кремния (0.8 %) в образце присутствует 16.9 % моноклинного диоксида кремния, который мог появиться из-за окисления образца в ходе его охлаждения или в результате небольшой примеси воздуха в струе диссоциированного азота. Анализ же крупного темного дефекта (рис. 17, дефект) подтвердил высокое содержание в нем элементарного кремния (19.4 %), вероятно, выделившегося из объема SiC-образца при нагреве в струе плазмотрона, а также кубического SiC (30.6%), который мог кристаллизоваться из кремниевого расплава при охлаждении образца.

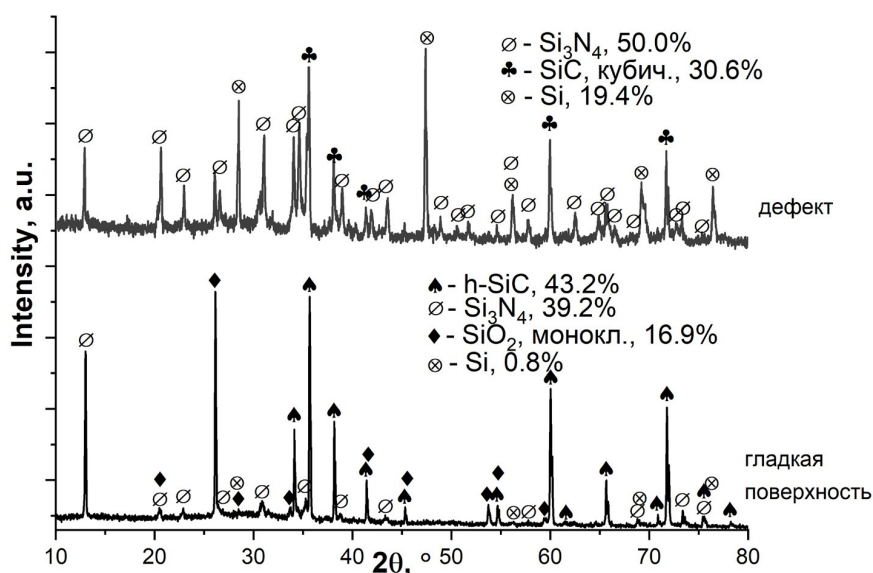


Рис. 17. Рентгенограмма поверхности образца SiC после испытания в потоке диссоциированного азота

6. Заключение

Эксперименты, проведенные при постоянной температуре поверхности образцов карбида кремния 1600 °С в струях плазмы воздуха, азота и диоксида углерода позволили выявить существенное влияние химического состава диссоциированного газового потока на поведение материала. Наиболее выраженные изменения (с образованием крупных дефектов) отмечены на поверхности образца, нагретого в дозвуковом потоке диссоциированного азота, что объясняется невозможностью формирования защитной оксидной пленки (расплава SiO₂) в бескислородной среде. Морфология поверхности образцов карбида кремния после воздействия плазмы воздуха и диоксида углерода схожая, при очевидно большем числе локальных стекловидных дефектов на образце, испытанном в среде CO₂.

Следует отметить, что по данным численного моделирования режиму постоянной температуры поверхности 1600 °С, реализованному в разных средах, соответствовала разная энтальпия на внешней границе пограничного слоя. Полученные значения эффективного коэффициента рекомбинации γ_w на поверхности материала также отличаются для трех га-

зов: γ_w (SiC) имеют близкие значения для воздуха и азота (3.50×10^{-3} и 2.34×10^{-3}), а значение для углекислого газа существенно больше (1.10×10^{-2}).

Оценка направленной интегральной излучательной способности нагретой поверхности, полученная «in situ» из сравнения показаний средств оптической пирометрии совпадает для воздуха и углекислого газа ($\varepsilon_t = 0.72$) и близка к результатам измерений полусферической интегральной излучательной способности холодной поверхности исходного материала, выполненных рефлектометром ($\varepsilon_H = 0.65$). Во время воздействия плазмы азота отмечена тенденция к снижению излучательной способности ($\varepsilon_t = 0.59$).

Некоторые выявленные в экспериментах особенности поведения образцов могут быть связаны с высоким содержанием кристаллического кремния в исходном материале, этот вопрос требует отдельного изучения.

Очевидно, термохимическая стойкость, излучательные и каталитические свойства карбида кремния и высокотемпературных материалов на его основе в условиях нагрева высокоэнтальпийным газовым потоком зависят от состава газа, воздействующего на поверхность. Целесообразно продолжить систематические исследования данного класса материалов. Для задач входа в атмосферы Марса, Венеры и Титана могут представлять интерес соответствующие эксперименты как в чистых газах, так и в газовых смесях ($N_2 + CH_4$, $N_2 + CO_2$) с разным соотношением компонентов.

Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена по теме гранта РФФИ 22-79-10083 (<https://rscf.ru/project/22-79-10083/>) с использованием ВЧ-плазмотрона ВГУ-4, который входит в состав уникальной научной установки РФ «Высокочастотные индукционные плазмотроны ВГУ-3 и ВГУ-4» (<http://www.ckp-rf.ru//usu/441568>).

Литература

1. Wang X., Gao X., Zhang Z., Cheng L., Ma H., Yang W. Advances in modifications and high-temperature applications of silicon carbide ceramic matrix composites in aerospace: A focused review // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2021. Vol. 41, № 9. Pp. 4671–4688. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2021.03.051
2. DiCarlo J.A. Advances in SiC/SiC Composites for Aero-Propulsion // *Ceramic Matrix Composites*. 1st ed. / ed. Bansal N.P., Lamon J. Wiley, 2014. Pp. 217–235. DOI: 10.1002/9781118832998.ch7
3. Naslain R., Christin F. SiC-Matrix Composite Materials for Advanced Jet Engines // *MRS Bull.* 2003. Vol. 28, № 9. Pp. 654–658. DOI: 10.1557/mrs2003.193
4. Krenkel W. Carbon Fibre Reinforced Silicon Carbide Composites (C/SiC, C/C-SiC) // *Handbook of Ceramic Composites* / ed. Bansal N.P. Boston, MA: Springer US, 2005. Pp. 117–148. DOI: 10.1007/0-387-23986-3_6
5. Simonenko E.P., Kolesnikov A.F., Chaplygin A.V., Kotov M.A., Yakimov M.Y., Lukomskii I.V., Galkin S.S., Shemyakin A.N., Solovyov N.G., Lysenkov A.S., Nagornov I.A. Oxidation of Ceramic Materials Based on HfB₂-SiC under the Influence of Supersonic CO₂ Jets and Additional Laser Heating // *Int. J. Mol. Sci.* 2023. Vol. 24, № 17. P. 13634. DOI: 10.3390/ijms241713634
6. Squire T.H., Marschall J. Material property requirements for analysis and design of UHTC components in hypersonic applications // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2010. Vol. 30, № 11. Pp. 2239–2251. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2010.01.026
7. Nisar A., Hassan R., Agarwal A., Balani K. Ultra-high temperature ceramics: Aspiration to overcome challenges in thermal protection systems // *Ceram. Int.* 2022. Vol. 48, № 7. Pp. 8852–8881. DOI: 10.1016/j.ceramint.2021.12.199
8. Pellegrini C., Balat-Pichelin M., Rapaud O., Bêche E., Thébault Y. Oxidation resistance up to 2600 K under air plasma of (Zr/Hf)B₂ composites containing 20 vol% AlN for hypersonic applications // *Ceram. Int.* 2023. Vol. 49, № 19. Pp. 31634–31648. DOI: 10.1016/j.ceramint.2023.07.117

9. Simonenko E.P., Simonenko N.P., Gordeev A.N., Kolesnikov A.F., Chaplygin A.V., Lysenkov A.S., Nagornov I.A., Sevastyanov V.G., Kuznetsov N.T. Oxidation of HfB₂-SiC-Ta₄HfC₅ ceramic material by a supersonic flow of dissociated air // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2021. Vol. 41, № 2. Pp. 1088–1098. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2020.10.001
10. Simonenko E.P., Simonenko N.P., Kolesnikov A.F., Chaplygin A.V., Sakharov V.I., Lysenkov A.S., Nagornov I.A., Kuznetsov N.T. Effect of 2 vol % Graphene Additive on Heat Transfer of Ceramic Material in Underexpanded Jets of Dissociated Air // *Russ. J. Inorg. Chem.* 2022. Vol. 67, № 12. Pp. 2050–2061. DOI: 10.1134/S0036023622601866
11. Berton B., Bacos M.P., Demange D., Lahaye J. High-temperature oxidation of silicon carbide in simulated atmospheric re-entry conditions // *J. Mater. Sci.* 1992. Vol. 27, № 12. Pp. 3206–3210. DOI: 10.1007/BF01116013
12. Balat M.J.H. Determination of the active-to-passive transition in the oxidation of silicon carbide in standard and microwave-excited air // *J. Eur. Ceram. Soc.* 1996. Vol. 16, № 1. Pp. 55–62. DOI: 10.1016/0955-2219(95)00104-2
13. Balat M.J.H., Czerniak M., Badie J.M. Ceramics Catalysis Evaluation at High Temperature Using Thermal and Chemical Approaches // *J. Spacecr. Rockets.* 1999. Vol. 36, № 2. Pp. 273–279. DOI: 10.2514/2.3442
14. Cauquot P., Cavadias S., Amouroux J. Heat transfer from oxygen atoms recombination on silicon carbide: chemical evolution of the material surface // *High Temp. Mater. Process. Int. Q. High-Tech. Plasma Process.* 2000. Vol. 4, № 3. P. 14. DOI: 10.1615/HighTempMatProc.v4.i3.50
15. Alfano D., Scatteia L., Cantoni S., Balat-Pichelin M. Emissivity and catalycity measurements on SiC-coated carbon fibre reinforced silicon carbide composite // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2009. Vol. 29, № 10. Pp. 2045–2051. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2008.12.011
16. Panerai F., Olivier C., Tagliaferri E., Rossi G. Testing of the EXPERT Thermal Protection System Junction in a Plasma Wind Tunnel // 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. DOI: 10.2514/6.2009-7243
17. Chazot O., Panerai F., Muylaert J.M., Thoemel J. Catalysis Phenomena Determination in Plasmatron Facility for Flight Experiment Design // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-1248
18. Panerai F., Chazot O., Helber B. Gas/Surface Interaction Study on Ceramic Matrix Composite Thermal Protection System in the VKI Plasmatron Facility // 42nd AIAA Thermophysics Conference. Honolulu, Hawaii: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. DOI: 10.2514/6.2011-3642
19. Sakraker I., Asma C.O. Experimental investigation of passive/active oxidation behaviour of SiC based ceramic thermal protection materials exposed to high enthalpy plasma // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2013. Vol. 33, № 2. Pp. 351–359. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2012.09.002
20. Panerai F., Helber B., Chazot O., Balat-Pichelin M. Surface temperature jump beyond active oxidation of carbon/silicon carbide composites in extreme aerothermal conditions // *Carbon.* 2014. Vol. 71. Pp. 102–119. DOI: 10.1016/j.carbon.2014.01.018
21. Balat-Pichelin M., Charpentier L., Panerai F., Chazot O., Helber B., Nickel K. Oxidation at high temperature in air plasma for the TPS of IXV - Passive/active transition and temperature jump // 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Lisbonne, Portugal, 2015.
22. Vennemann D., Yakushin M. Oxidation tests on SiC reference material in an induction heated facility under sub- and supersonic flow conditions // Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference. Norfolk, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. DOI: 10.2514/6.1996-4566

23. Yakushin M., Gordeev A., Vennemann D., Novelli A. Mass loss of SiC sample surfaces under different flow conditions // 20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference. Albuquerque, NM, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. DOI: 10.2514/6.1998-2605
24. Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Васильевский С.А. Испытания материалов в плазмотроне ВГУ-4 и определение их каталитической активности для условий, моделирующих теплопередачу к экспериментальному аппарату «Expert». Препринт № 969. ИПМех РАН. 2011.
25. Kolesnikov A.F., Gordeev A.N., Vasilevskii S.A. Capabilities of RF-plasmatron IPG-4 for re-entry simulation // J. Tech. Phys. 2009. Vol. 50, no 3. Pp. 181–198.
26. Stoeckle T., Auweter-Kurtz M., Laure S. Material catalysis in high enthalpy air flows // 31st Thermophysics Conference. New Orleans, LA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996. DOI: 10.2514/6.1996-1904
27. Feigl M., Auweter-Kurtz M. Investigation of SiO production in front of Si-based material surfaces to determine the transition from passive to active oxidation using planar laser-induced fluorescence // 35th AIAA Thermophysics Conference. Anaheim, CA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001. DOI: 10.2514/6.2001-3022
28. Fertig M., Frühauf H., Auweter-Kurtz M. Modelling of Reactive Processes at SiC Surfaces in Rarefied Nonequilibrium Airflows // 8th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. St. Louis, Missouri: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. DOI: 10.2514/6.2002-3102
29. Hald H. Operational limits for reusable space transportation systems due to physical boundaries of C/SiC materials // Aerosp. Sci. Technol. 2003. Vol. 7, № 7. Pp. 551–559. DOI: 10.1016/S1270-9638(03)00054-3
30. Hald H., Ullmann T. Reentry Flight and Ground Testing Experience with Hot Structures of C/C-SiC Material // 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. DOI: 10.2514/6.2003-1667
31. Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Fertig M., Löhle S., Pidan S., Laux T. Catalytic and Oxidative Behaviour of Silicon Carbide based Materials for Thermal Protection Materials // 55th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. Vancouver, British Columbia, Canada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. Pp. 1-3. DOI: 10.2514/6.IAC-04-I.3.A.09
32. Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Löhle S., Pidan S., Fertig M., Laux T. Oxidation Behaviour of SiC-based Thermal Protection System Materials Using Newly Developed Probe Techniques // 37th AIAA Thermophysics Conference. Portland, Oregon: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. P. 2173. DOI: 10.2514/6.2004-2173
33. Pidan S., Auweter-Kurtz M., Fertig M., Herdrich G., Laux T., Trabandt U. Catalytic Behaviour of Candidate Thermal Protection Materials. 2005. Vol. 563. P. 95.
34. Herdrich G., Fertig M., Löhle S., Pidan S., Auweter-Kurtz M., Laux T. Oxidation Behaviour of Siliconcarbide-Based Materials by Using New Probe Techniques // J. Spacecr. Rockets. 2005. Vol. 42, № 5. Pp. 817–824. DOI: 10.2514/1.12265
35. Löhle S., Fertig M., Auweter-Kurtz M. Quantitative Comparison of Measured and Numerically Simulated Erosion Rates of SiC Based Heat Shield Materials // New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V / ed. Rath H.-J. et al. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2006. Vol. 92. Pp. 313–321. DOI: 10.1007/978-3-540-33287-9_39
36. Pagan A.S., Massuti-Ballester B., Herdrich G.H. Experimental Thermal Response and Demisability Investigations on five Aerospace Structure Materials under Simulated Destructive Re-Entry Conditions // 46th AIAA Thermophysics Conference. Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016. DOI: 10.2514/6.2016-4154

37. Massuti-Ballester B., Herdrich G. Experimental Methodology to Assess Atomic Recombination on High-Temperature Materials // *J. Thermophys. Heat Transf.* 2018. Vol. 32, № 2. Pp. 353–368. DOI: 10.2514/1.T5132
38. Pidan S., Auweter-Kurtz M., Herdrich G., Fertig M. Determination of Recombination Coefficients and Spectral Emissivity of Thermal Protection Materials // 37th AIAA Thermophysics Conference. Portland, Oregon: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. P. 2274. DOI: 10.2514/6.2004-2274
39. Pidan S., Auweter-Kurtz M., Herdrich G., Fertig M. Recombination Coefficients and Spectral Emissivity of Silicon Carbide-Based Thermal Protection Materials // *J. Thermophys. Heat Transf.* 2005. Vol. 19, № 4. Pp. 566–571. DOI: 10.2514/1.12814
40. Pagan A., Massuti-Ballester B., Herdrich G. Total and Spectral Emissivities of Demising Aerospace Materials // *Front. Appl. Plasma Technol.* 2016. Vol. 9. P. 7.
41. Morino Y., Yoshinaka T., Auweter-Kurtz M., Hilfer G., Speckmann H.D., Sakai A. Erosion Characteristics Of SiC Coated C/C Materials In Arc-Heated High Enthalpy Air Flow // *Acta Astronaut.* 2002. Vol. 50, № 3. Pp. 149–158. DOI: 10.1016/S0094-5765(01)00150-3
42. Gülhan A., Esser B., Koch R., Henckels A., Gruhn P. Aerothermal Qualification of High Temperature Materials and Structures in Ground Facilities. 2006. Vol. 631. P. 51.
43. Trabandt U., Fischer W., Guelhan A., Esser B., Koch D., Knoche R. Improvement of Lifetime Performance of Removable TPS and Hot Structures // 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. San Francisco, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-2949
44. Ullmann T., Reimer T., Hald H., Zeiffer B., Schneider H. Reentry Flight Testing of a C/C-SiC Structure with Yttrium Silicate Oxidation Protection // 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Canberra, Australia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-8127
45. Owens W. Aero-thermal characterization of silicon carbide flexible TPS using a 30kW ICP torch. The University of Vermont, 2015. 312 p.
46. Ito T., Kurotaki T., Matsuzaki T., Ishida K., Watanabe Y. Evaluation of Surface Catalytic Effect on TPS in Arc-Heated Wind Tunnel // 8th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. St. Louis, Missouri: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. DOI: 10.2514/6.2002-3335
47. Kurotaki T., Ito T., Matsuzaki T., Ishida K., Watanabe Y. CFD Evaluation of Catalytic Model on SiO₂-Based TPS in Arc-Heated Wind Tunnel // 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. DOI: 10.2514/6.2003-155
48. Ogasawara T., Ishikawa T. Oxidation Behaviour of Silicon-Infiltrated Carbon/Carbon Composites in High-Enthalpy Convective Environment // *J. Am. Ceram. Soc.* 2001. Vol. 84, № 7. Pp. 1559–1564. DOI: 10.1111/j.1151-2916.2001.tb00877.x
49. Oguri K., Sekigawa T., Kochiyama J., Miho K. Catalycity Measurement of Oxidation-resistant CVD-SiC Coating on C/C Composite for Space Vehicle // *Mater. Trans.* 2001. Vol. 42, № 5. Pp. 856–861. DOI: 10.2320/matertrans.42.856
50. Sekigawa T., Oguri K., Kochiyama J., Miho K. Endurance Test of Oxidation-resistant CVD-SiC Coating on C/C Composites for Space Vehicle // *Mater. Trans.* 2001. Vol. 42, № 5. Pp. 825–828. DOI: 10.2320/matertrans.42.825
51. Ozawa M., Funatsu M., Onozawa R., Shibata R., Shirai H., Takakusagi F. Spectroscopic Measurements of SiC Ablations in Air Plasma Freejets // *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. SPACE Sci. Aerosp. Technol. Jpn.* 2012. Vol. 10, № 28. Pp. 41–47. DOI: 10.2322/tastj.10.Pe_41
52. Funatsu M., Shirai H. Reduction of radiative heating due to a SiC ablation layer // *Shock Waves* / ed. Jiang Z. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2005. Pp. 221–226. DOI: 10.1007/978-3-540-27009-6_31

53. Funatsu M., Shirai H. Experimental study of SiC-based ablation products in high-temperature plasma-jets // *Shock Waves* / ed. Hannemann K., Seiler F. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2009. Pp. 445–450. DOI: 10.1007/978-3-540-85168-4_71
54. Funatsu M., Konishi K., Kawada M., Ozawa M., Takakusagi F. Visualizations of SiC Ablations in Air Plasma Freejets // *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. SPACE Sci. Aerosp. Technol. Jpn.* 2014. Vol. 12, № 29. Pp. 45–50. DOI: 10.2322/tastj.12.Po_2_45
55. Suzuki S., Mizuno M., Takayanagi H., Fujita K., Matsui M., Yamagiwa Y. Experimental Study for Atomic Oxygen Catalytic Efficiency on TPS Surfaces using Microwave Discharged Plasma // 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. P. 742. DOI: 10.2514/6.2013-742
56. Yin J., Zhang H., Xiong X., Zuo J., Tao H. Ablation properties of C/C–SiC composites tested on an arc heater // *Solid State Sci.* 2011. Vol. 13, № 11. Pp. 2055–2059. DOI: 10.1016/j.solidstatesciences.2011.09.010
57. Wang Y., Chen Z., Yu S. Ablation behavior and mechanism analysis of C/SiC composites // *J. Mater. Res. Technol.* 2016. Vol. 5, № 2. Pp. 170–182. DOI: 10.1016/j.jmrt.2015.10.004
58. Luo L., Wang Y., Liu L., Duan L., Wang G., Lu Y. Ablation behavior of C/SiC composites in plasma wind tunnel // *Carbon.* 2016. Vol. 103. Pp. 73–83. DOI: 10.1016/j.carbon.2016.02.085
59. Yang L., Xiao X., Jing L., Zhang J., Liu L., Zhao C., Wang G. Dynamic oxidation mechanism of SiC fiber reinforced SiC matrix composite in high-enthalpy plasmas // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2021. Vol. 41, № 10. Pp. 5388–5393. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2021.03.064
60. Zhao X., Cao Y., Duan L., Li Z., Wang Y. Low-surface-temperature jump behavior of C/SiC composites prepared via precursor impregnation and pyrolysis in high-enthalpy plasma flows // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2021. Vol. 41, № 15. Pp. 7601–7609. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2021.08.061
61. Chen S., Zeng Y., Xiong X., Lun H., Ye Z., Jiang T., Yang L., Zhang J., Liu L., Wang G., Jing L. Static and dynamic oxidation behaviour of silicon carbide at high temperature // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2021. Vol. 41, № 11. Pp. 5445–5456. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2021.04.040
62. Fang S., Lin X., Zeng H., Zhu X., Zhou F., Yang J., Li F., Ou D., Yu X. Gas–surface interactions in a large-scale inductively coupled plasma wind tunnel investigated by emission/absorption spectroscopy // *Phys. Fluids.* 2022. Vol. 34, № 8. P. 082113. DOI: 10.1063/5.0102274
63. Yang L., Jing L., Zhang J., Liu L., Zhao C., Ma H., Wang G. New insights on the ablation mechanism of silicon carbide in dissociated air plasmas // *Aerosp. Sci. Technol.* 2022. Vol. 129. P. 107863. DOI: 10.1016/j.ast.2022.107863
64. Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Endlich P., Laux T. Simulation of Planetary Entry Manoeuvres Using the Inductively Heated Plasma Wind Tunnel PWK3 // 36th AIAA Thermophysics Conference. Orlando, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. P. 3637. DOI: 10.2514/6.2003-3637
65. Owens W., Merkel D., Sansoz F., Fletcher D. Fracture Behaviour of Woven Silicon Carbide Fibers Exposed to High-Temperature Nitrogen and Oxygen Plasmas // *J. Am. Ceram. Soc.* / ed. Jacobson N. 2015. Vol. 98, № 12. Pp. 4003–4009. DOI: 10.1111/jace.13826
66. Massuti-Ballester B., Pidan S., Herdrich G., Fertig M. Recent catalysis measurements at IRS // *Adv. Space Res.* 2015. Vol. 56, № 4. Pp. 742–765. DOI: 10.1016/j.asr.2015.04.028
67. Massuti-Ballester B., Herdrich G., Frieß M. Oxidation of PM1000 and C/C–SiC exposed to Highly Dissociated Oxygen and Nitrogen Flows // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2020. Vol. 40, № 6. Pp. 2306–2316. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2020.01.053
68. 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. 2022.
69. Koch U., Esser B., Gülhan A. Qualification of TPS components in Martian and Earth atmospheres // *Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry.* 2003. Vol. 533. Pp. 39–46.

70. Balat-Pichelin M. Oxidation and catalycity of thermal protection materials at high temperature // High Temp. Mater. Process. Int. Q. High-Technol. Plasma Process. 2004. Vol. 8, № 1. Pp. 161–171. DOI: 10.1615/HighTempMatProc.v8.i1.100
71. Sakharov V.I., Kolesnikov A.F., Gordeev A.N., Vérant J.L. The methology for determination of catalytic properties of SiC samples for specified Pre-X and MSRO conditions // Progress in Flight Physics. Versailles, France: EDP Sciences, 2012. Pp. 365–380. DOI: 10.1051/eucass/201203365
72. Danehy P., Hires D., Johansen C., Bathel B., Jones S., Gragg J., Splinter S. Quantitative Spectral Radiance Measurements in the HYMETS Arc Jet // 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. DOI: 10.2514/6.2012-856
73. Mozetič M., Balat-Pichelin M. Oxidation of SiC in low-pressure CO₂ plasma: Formation of silica nano-needles // Vacuum. 2014. Vol. 100. Pp. 50–52. DOI: 10.1016/j.vacuum.2013.07.023
74. Brémare N., Jouen S., Boubert P. Non-equilibrium radiation during SiC–CO₂ plasma interaction // J. Phys. Appl. Phys. 2016. Vol. 49, № 16. P. 165201. DOI: 10.1088/0022-3727/49/16/165201
75. Gordeev A. Overview of characteristics and experiments in IPM plasmatrons // VKI Spec. Course Meas. Tech. High Enthalpy Plasma Flows. Rhode-Saint-Genese, 1999.
76. Sanson F., Villedieu N., Panerai F., Chazot O., Congedo P.M., Magin T.E. Quantification of uncertainty on the catalytic property of reusable thermal protection materials from high enthalpy experiments // Exp. Therm. Fluid Sci. 2017. Vol. 82. Pp. 414–423. DOI: 10.1016/j.expthermflusci.2016.11.013
77. Patankar S.V., Spalding D.B. A Calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in three-dimensional parabolic flows // Numerical Prediction of Flow, Heat Transfer, Turbulence and Combustion. Elsevier, 1983. Pp. 54–73.
78. Patankar S.V. Numerical heat transfer and fluid flow // Washington. 1980. 214 p.
79. Chaplygin A.V., Vasil'evskii S.A., Galkin S.S., Kolesnikov A.F. Thermal state of uncooled quartz discharge channel of powerful high-frequency induction plasmatron // *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2022. Vol. 23, № 2. Pp. 38–56. <http://chemphys.edu.ru/issues/2022-23-2/articles/990/>
80. Васильевский С.А., Колесников А.Ф. Численное исследование течений и теплообмена в индукционной плазме высокочастотного плазматрона // Энциклопедия Низкотемпературной Плазмы Серия Б Часть 2. 2008. С. 220–234.
81. Kolesnikov A.F., Pershin I.S., Vasil'evskii S.A., Yakushin M.I. Study of Quartz Surface Catalycity in Dissociated Carbon Dioxide Subsonic Flows // J. Spacecr. Rockets. 2000. Vol. 37, № 5. Pp. 573–579. DOI: 10.2514/2.3629
82. Васильевский С.А., Гордеев А.Н., Колесников А.Ф., Чаплыгин А.В. Тепловой эффект поверхностного катализа в дозвуковых струях диссоциированного воздуха: эксперимент на ВЧ-плазматроне и численное моделирование // Изв. РАН. МЖГ. 2020. № 5. С. 137–150. DOI: 10.31857/S0568528120050138

References

1. Wang X., Gao X., Zhang Z., Cheng L., Ma H., Yang W., Advances in modifications and high-temperature applications of silicon carbide ceramic matrix composites in aerospace: A focused review, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2021, vol. 41, no. 9. pp. 4671–4688. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2021.03.051
2. DiCarlo J.A., *Advances in SiC/SiC Composites for Aero-Propulsion*, Ceramic Matrix Composites. 1st ed. / ed. Bansal N.P., Lamon J. Wiley, 2014, pp. 217–235. DOI: 10.1002/9781118832998.ch7
3. Naslain R., Christin F., SiC-Matrix Composite Materials for Advanced Jet Engines, *MRS Bull*, 2003. vol. 28, no. 9, pp. 654–658. DOI: 10.1557/mrs2003.193
4. Krenkel W., *Carbon Fibre Reinforced Silicon Carbide Composites (C/SiC, C/C-SiC)*, Handbook of Ceramic Composites / ed. Bansal N.P. Boston, MA: Springer US, 2005, pp. 117–148. DOI: 10.1007/0-387-23986-3_6

5. Simonenko E. P., Kolesnikov A. F., Chaplygin A. V., Kotov M. A., Yakimov M. Y., Lukomskii I.V., Galkin S. S., Shemyakin A. N., Solovyov N. G., Lysenkov A. S., Nagornov I. A., Oxidation of Ceramic Materials Based on HfB₂-SiC under the Influence of Supersonic CO₂ Jets and Additional Laser Heating, *Int. J. Mol. Sci.*, 2023, vol. 24, no. 17, p. 13634. DOI: 10.3390/ijms241713634
6. Squire T. H., Marschall J., Material property requirements for analysis and design of UHTC components in hypersonic applications, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2010, vol. 30, no. 11, pp. 2239–2251. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2010.01.026
7. Nisar A., Hassan R., Agarwal A., Balani K., Ultra-high temperature ceramics: Aspiration to overcome challenges in thermal protection systems, *Ceram. Int.*, 2022, vol. 48, no. 7, pp. 8852–8881. DOI: 10.1016/j.ceramint.2021.12.199
8. Pellegrini C., Balat-Pichelin M., Rapaud O., Bêche E., Thébault Y. “Oxidation resistance up to 2600 K under air plasma of (Zr/Hf)B₂ composites containing 20 vol% AlN for hypersonic applications, *Ceram. Int.*, 2023, vol. 49, no. 19, pp. 31634–31648. DOI: 10.1016/j.ceramint.2023.07.117
9. Simonenko E. P., Simonenko N. P., Gordeev A. N., Kolesnikov A. F., Chaplygin A. V., Lysenkov A. S., Nagornov I. A., Sevastyanov V. G., Kuznetsov N. T., Oxidation of HfB₂-SiC-Ta₄HfC₅ ceramic material by a supersonic flow of dissociated air, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2021, vol. 41, no. 2, pp. 1088–1098. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2020.10.001
10. Simonenko E. P., Simonenko N. P., Kolesnikov A. F., Chaplygin A. V., Sakharov V. I., Lysenkov A. S., Nagornov I. A., Kuznetsov N. T., Effect of 2 vol % Graphene Additive on Heat Transfer of Ceramic Material in Underexpanded Jets of Dissociated Air, *Russ. J. Inorg. Chem.*, 2022, vol. 67, no. 12, pp. 2050–2061. DOI: 10.1134/S0036023622601866
11. Berton B., Bacos M. P., Demange D., Lahaye J., High-temperature oxidation of silicon carbide in simulated atmospheric re-entry conditions, *J. Mater. Sci.*, 1992, vol. 27, no. 12, pp. 3206–3210. DOI: 10.1007/BF01116013
12. Balat M.J.H., Determination of the active-to-passive transition in the oxidation of silicon carbide in standard and microwave-excited air, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 1996, vol. 16, no. 1, pp. 55–62. DOI: 10.1016/0955-2219(95)00104-2
13. Balat M. J. H., Czerniak M., Badi, J. M., Ceramics Catalysis Evaluation at High Temperature Using Thermal and Chemical Approaches, *J. Spacecr. Rockets*, 1999, vol. 36, no. 2, pp. 273–279. DOI: 10.2514/2.3442
14. Cauquot P., Cavadias S., Amouroux J., Heat transfer from oxygen atoms recombination on silicon carbide: chemical evolution of the material surface, *High Temp. Mater. Process. Int. Q. High-Tech. Plasma Process*, 2000, vol. 4, no. 3, p. 14. DOI: 10.1615/HighTempMatProc.v4.i3.50
15. Alfano D., Scatteia L., Cantoni S., Balat-Pichelin M., Emissivity and catalycity measurements on SiC-coated carbon fibre reinforced silicon carbide composite, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2009, vol. 29, no. 10, pp. 2045–2051. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2008.12.011
16. Panerai F., Olivier C., Tagliaferri E., Rossi G., Testing of the EXPERT Thermal Protection System Junction in a Plasma Wind Tunnel, AIAA Paper 2009-7243. DOI: 10.2514/6.2009-7243
17. Chazot O., Panerai F., Muylaert J. M., Thoemel J., Catalysis Phenomena Determination in Plasmatron Facility for Flight Experiment Design, AIAA Paper 2010-1248. DOI: 10.2514/6.2010-1248
18. Panerai F., Chazot O., Helber B., Gas/Surface Interaction Study on Ceramic Matrix Composite Thermal Protection System in the VKI Plasmatron Facility, AIAA Paper 2011-3642. DOI: 10.2514/6.2011-3642
19. Sakraker I., Asma C. O., Experimental investigation of passive/active oxidation behaviour of SiC based ceramic thermal protection materials exposed to high enthalpy plasma, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2013, vol. 33, no. 2, pp. 351–359. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2012.09.002
20. Panerai F., Helber B., Chazot O., Balat-Pichelin M., Surface temperature jump beyond active oxidation of carbon/silicon carbide composites in extreme aerothermal conditions, *Carbon*, 2014, vol. 71, pp. 102–119. DOI: 10.1016/j.carbon.2014.01.018

21. Balat-Pichelin M., Charpentier L., Panerai F., Chazot O., Helber B., Nickel K., Oxidation at high temperature in air plasma for the TPS of IXV - Passive/active transition and temperature jump, 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Lisbonne, Portugal, 2015.
22. Vennemann D., Yakushin M., Oxidation tests on SiC reference material in an induction heated facility under sub- and supersonic flow conditions, AIAA Paper 96-4566. DOI: 10.2514/6.1996-4566
23. Yakushin, M., Gordeev, A., Vennemann, D., Novelli, A. “Mass loss of SiC sample surfaces under different flow conditions, AIAA-Paper 98-2605. DOI: 10.2514/6.1998-2605
24. Kolesnikov A. F., Gordeev A. N., Vasil'evskii S. A., *Testing of materials in plasmatron VGU-4 and determination of their catalytic activity for environments simulating heat transfer to the “Expert” experimental vehicle*, Preprint no.969. IPMech RAS. 2011. [in Russian].
25. Kolesnikov A. F., Gordeev A. N., Vasilevskii S. A., Capabilities of RF-plasmatron IPG-4 for re-entry simulation, *J. Tech. Phys.*, 2009, vol. 50, no 3, pp. 181–198.
26. Stoeckle T., Auweter-Kurtz M., Laure S., Material catalysis in high enthalpy air flows, AIAA Paper 96-1904. DOI: 10.2514/6.1996-1904
27. Feigl M., Auweter-Kurtz M., Investigation of SiO production in front of Si-based material surfaces to determine the transition from passive to active oxidation using planar laser-induced fluorescence, AIAA-Paper 2001-3022. DOI: 10.2514/6.2001-3022
28. Fertig M., Frühauf H., Auweter-Kurtz M., Modelling of Reactive Processes at SiC Surfaces in Rarefied Nonequilibrium Airflows, AIAA Paper 2002-3102. DOI: 10.2514/6.2002-3102
29. Hald H., Operational limits for reusable space transportation systems due to physical boundaries of C/SiC materials, *Aerosp. Sci. Technol.*, 2003, vol. 7, no. 7, pp. 551–559. DOI: 10.1016/S1270-9638(03)00054-3
30. Hald H., Ullmann T., Reentry Flight and Ground Testing Experience with Hot Structures of C/C-SiC Material,” AIAA Paper 2003-1667. DOI: 10.2514/6.2003-1667
31. Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Fertig M., Löhle S., Pidan S., Laux T., Catalytic and Oxidative Behaviour of Silicon Carbide based Materials for Thermal Protection Materials, AIAA Paper, 2004. DOI: 10.2514/6.IAC-04-I.3.A.09
32. Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Löhle S., Pidan S., Fertig M., Laux T., Oxidation Behaviour of SiC-based Thermal Protection System Materials Using Newly Developed Probe Techniques, AIAA Paper 2004-2173. DOI: 10.2514/6.2004-2173
33. Pidan S., Auweter-Kurtz M., Fertig M., Herdrich G., Laux T., Trabandt U., Catalytic Behaviour of Candidate Thermal Protection Materials, *Proceedings of the Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles (ESA SP-563)*, 2005, vol. 563. p. 95.
34. Herdrich G., Fertig M., Löhle S., Pidan S., Auweter-Kurtz M., Laux T., Oxidation Behavior of Siliconcarbide-Based Materials by Using New Probe Techniques, *J. Spacecr. Rockets*, 2005, vol. 42, no. 5, pp. 817–824. DOI: 10.2514/1.12265
35. Löhle S., Fertig M., Auweter-Kurtz M., Quantitative Comparison of Measured and Numerically Simulated Erosion Rates of SiC Based Heat Shield Materials, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V* / ed. Rath H.-J. et al. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2006, vol. 92, pp. 313–321. DOI: 10.1007/978-3-540-33287-9_39
36. Pagan A. S., Massuti-Ballester B., Herdrich G. H., Experimental Thermal Response and Demisability Investigations on five Aerospace Structure Materials under Simulated Destructive Re-Entry Conditions, AIAA Paper 2016-4154. DOI: 10.2514/6.2016-4154
37. Massuti-Ballester B., Herdrich G., Experimental Methodology to Assess Atomic Recombination on High-Temperature Materials, *J. Thermophys. Heat Transf.*, 2018, vol. 32, no. 2, pp. 353–368. DOI: 10.2514/1.T5132
38. Pidan S., Auweter-Kurtz M., Herdrich G., Fertig M., Determination of Recombination Coefficients and Spectral Emissivity of Thermal Protection Materials, AIAA Paper 2004-2274. DOI: 10.2514/6.2004-2274

39. Pidan S., Auweter-Kurtz M., Herdrich G., Fertig M., Recombination Coefficients and Spectral Emissivity of Silicon Carbide-Based Thermal Protection Materials, *J. Thermophys. Heat Transf.*, 2005, vol. 19, no. 4, pp. 566–571. DOI: 10.2514/1.12814
40. Pagan A., Massuti-Ballester B., Herdrich G., Total and Spectral Emissivities of Demising Aerospace Materials, *Front. Appl. Plasma Technol.*, 2016, vol. 9. p. 7.
41. Morino Y., Yoshinaka T., Auweter-Kurtz M., Hilfer G., Speckmann H. D., Sakai A., Erosion Characteristics Of SiC Coated C/C Materials In Arc-Heated High Enthalpy Air Flow, *Acta Astronaut.*, 2002, vol. 50, no. 3, pp. 149–158. DOI: 10.1016/S0094-5765(01)00150-3
42. Gülhan A., Esser B., Koch R., Henckels A., Gruhn P., Aerothermal Qualification of High Temperature Materials and Structures in Ground Facilities, 2006, vol. 631. p. 51.
43. Trabandt U., Fischer W., Guelhan A., Esser B., Koch D., Knoche R., Improvement of Lifetime Performance of Removable TPS and Hot Structures, AIAA paper 2006-2949. DOI: 10.2514/6.2006-2949
44. Ullmann T., Reimer T., Hald H., Zeiffer B., Schneider H., Re-entry Flight Testing of a C/C-SiC Structure with Yttrium Silicate Oxidation Protection, AIAA Paper 2006-8127. DOI: 10.2514/6.2006-8127
45. Owens W., *Aero-thermal characterization of silicon carbide flexible TPS using a 30kW ICP torch*, The University of Vermont, 2015. 312 p.
46. Ito T., Kurotaki T., Matsuzaki T., Ishida K., Watanabe Y., Evaluation of Surface Catalytic Effect on TPS in Arc-Heated Wind Tunnel, AIAA Paper 2002-3335. DOI: 10.2514/6.2002-3335
47. Kurotaki T., Ito T., Matsuzaki T., Ishida K., Watanabe Y., CFD Evaluation of Catalytic Model on SiO₂-Based TPS in Arc-Heated Wind Tunnel, AIAA Paper 2003-155. DOI: 10.2514/6.2003-155
48. Ogasawara T., Ishikawa T., Oxidation Behaviour of Silicon-Infiltrated Carbon/Carbon Composites in High-Enthalpy Convective Environment, *J. Am. Ceram. Soc.*, 2001, vol. 84, no. 7, pp. 1559–1564. DOI: 10.1111/j.1151-2916.2001.tb00877.x
49. Oguri K., Sekigawa T., Kochiyama J., Miho K., Catalycity Measurement of Oxidation-resistant CVD-SiC Coating on C/C Composite for Space Vehicle, *Mater. Trans.*, 2001, vol. 42, no. 5, pp. 856–861. DOI: 10.2320/matertrans.42.856
50. Sekigawa T., Oguri K., Kochiyama J., Miho K., Endurance Test of Oxidation-resistant CVD-SiC Coating on C/C Composites for Space Vehicle, *Mater. Trans.*, 2001, vol. 42, no. 5, pp. 825–828. DOI: 10.2320/matertrans.42.825
51. Ozawa M., Funatsu M., Onozawa R., Shibata R., Shirai H., Takakusagi F., Spectroscopic Measurements of SiC Ablations in Air Plasma Freejets, *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. SPACE Sci. Aerosp. Technol.*, 2012, vol. 10, no. 28, pp. 41–47. DOI: 10.2322/tastj.10.Pe_41
52. Funatsu M., Shirai H., *Reduction of radiative heating due to a SiC ablation layer*, *Shock Waves* / ed. Jiang Z. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2005, pp. 221–226. DOI: 10.1007/978-3-540-27009-6_31
53. Funatsu M., Shirai H., *Experimental study of SiC-based ablation products in high-temperature plasma-jets*, *Shock Waves* / ed. Hannemann K., Seiler F. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2009, pp. 445–450. DOI: 10.1007/978-3-540-85168-4_71
54. Funatsu M., Konishi K., Kawada M., Ozawa M., Takakusagi F., Visualizations of SiC Ablations in Air Plasma Freejets, *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. SPACE Sci. Aerosp. Technol.*, 2014, vol. 12, no. 29, pp. 45–50. DOI: 10.2322/tastj.12.Po_2_45
55. Suzuki S., Mizuno M., Takayanagi H., Fujita K., Matsui M., Yamagiwa Y., Experimental Study for Atomic Oxygen Catalytic Efficiency on TPS Surfaces using Microwave Discharged Plasma, AIAA Paper 2013-742. DOI: 10.2514/6.2013-742
56. Yin J., Zhang H., Xiong X., Zuo J., Tao H., Ablation properties of C/C–SiC composites tested on an arc heater, *Solid State Sci.*, 2011, vol. 13, no. 11, pp. 2055–2059. DOI: 10.1016/j.solidstatesciences.2011.09.010

57. Wang Y., Chen Z., Yu S., Ablation behavior and mechanism analysis of C/SiC composites, *J. Mater. Res. Technol.*, 2016, vol. 5, no. 2, pp. 170–182. DOI: 10.1016/j.jmrt.2015.10.004
58. Luo L., Wang Y., Liu L., Duan L., Wang G., Lu Y., Ablation behavior of C/SiC composites in plasma wind tunnel, *Carbon*, 2016, vol. 103, pp. 73–83. DOI: 10.1016/j.carbon.2016.02.085
59. Yang L., Xiao X., Jing L., Zhang J., Liu L., Zhao C., Wang G., Dynamic oxidation mechanism of SiC fiber reinforced SiC matrix composite in high-enthalpy plasmas, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2021, vol. 41, no. 10, pp. 5388–5393. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2021.03.064
60. Zhao X., Cao Y., Duan L., Li Z., Wang Y., Low-surface-temperature jump behavior of C/SiC composites prepared via precursor impregnation and pyrolysis in high-enthalpy plasma flows, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2021, vol. 41, no. 15, pp. 7601–7609. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2021.08.061
61. Chen S., Zeng Y., Xiong X., Lun H., Ye Z., Jiang T., Yang L., Zhang J., Liu L., Wang G., Jing L., Static and dynamic oxidation behaviour of silicon carbide at high temperature, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2021, vol. 41, no. 11, pp. 5445–5456. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2021.04.040
62. Fang S., Lin X., Zeng H., Zhu X., Zhou F., Yang J., Li F., Ou D., Yu X., Gas–surface interactions in a large-scale inductively coupled plasma wind tunnel investigated by emission/absorption spectroscopy, *Phys. Fluids.*, 2022, vol. 34, no. 8. p. 082113. DOI: 10.1063/5.0102274
63. Yang L., Jing L., Zhang J., Liu L., Zhao C., Ma H., Wang G., New insights on the ablation mechanism of silicon carbide in dissociated air plasmas, *Aerosp. Sci. Technol.*, 2022, vol. 129. p. 107863. DOI: 10.1016/j.ast.2022.107863
64. Herdrich G., Auweter-Kurtz M., Endlich P., Laux T., Simulation of Planetary Entry Manoeuvres Using the Inductively Heated Plasma Wind Tunnel PWK3,” AIAA Paper 2003-3637. DOI: 10.2514/6.2003-3637
65. Owens W., Merkel D., Sansoz F., Fletcher D., Fracture Behaviour of Woven Silicon Carbide Fibers Exposed to High-Temperature Nitrogen and Oxygen Plasmas, *J. Am. Ceram. Soc.*, 2015, vol. 98, no. 12, pp. 4003–4009. DOI: 10.1111/jace.13826
66. Massuti-Ballester B., Pidan S., Herdrich G., Fertig M., Recent catalysis measurements at IRS, *Adv. Space Res.*, 2015, vol. 56, no. 4, pp. 742–765. DOI: 10.1016/j.asr.2015.04.028
67. Massuti-Ballester B., Herdrich G., Frieß M., Oxidation of PM1000 and C/C-SiC exposed to Highly Dissociated Oxygen and Nitrogen Flows, *J. Eur. Ceram. Soc.*, 2020, vol. 40, no. 6, pp. 2306–2316. DOI: 10.1016/j.jeurceramsoc.2020.01.053
68. 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 Int. Conference on Flight Vehicles*, 2022.
69. Koch U., Esser B., Gülhan A., Qualification of TPS components in Martian and Earth atmospheres, *Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry*, 2003, vol. 533, pp. 39–46.
70. Balat-Pichelin M., Oxidation and catalycity of thermal protection materials at high temperature, *High Temp. Mater. Process. Int. Q. High-Technol. Plasma Process*, 2004, vol. 8, no. 1, pp. 161–171. DOI: 10.1615/HighTempMatProc.v8.i1.100
71. Sakharov V. I., Kolesnikov A. F., Gordeev A. N., Vérant J. L., The methodology for determination of catalytic properties of SiC samples for specified Pre-X and MSRO conditions, *Progress in Flight Physics: EDP Sciences*, 2012, pp. 365–380. DOI: 10.1051/eucass/201203365
72. Danehy P., Hires D., Johansen C., Bathel B., Jones S., Gragg J., Splinter S., Quantitative Spectral Radiance Measurements in the HYMETS Arc Jet, AIAA Paper 2012-856. DOI: 10.2514/6.2012-856
73. Mozetič M., Balat-Pichelin M., Oxidation of SiC in low-pressure CO₂ plasma: Formation of silica nano-needles, *Vacuum*, 2014, vol. 100, pp. 50–52. DOI: 10.1016/j.vacuum.2013.07.023
74. Brémare N., Jouen S., Boubert P., Non-equilibrium radiation during SiC–CO₂ plasma interaction, *J. Phys. Appl. Phys.*, 2016, vol. 49, no. 16. p. 165201. DOI: 10.1088/0022-3727/49/16/165201
75. Gordeev A. N., Overview of characteristics and experiments in IPM plasmatrons, *VKI Spec. Course Meas. Tech. High Enthalpy Plasma Flows*. Rhode-Saint-Genese, 1999.

76. Sanson F., Villedieu N., Panerai F., Chazot O., Congedo P. M., Magin T. E., Quantification of uncertainty on the catalytic property of reusable thermal protection materials from high enthalpy experiments, *Exp. Therm. Fluid Sci.*, 2017, vol. 82, pp. 414–423. DOI: 10.1016/j.expthermflusci.2016.11.013
77. Patankar S. V., Spalding D. B., *A Calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in three-dimensional parabolic flows*, Numerical Prediction of Flow, Heat Transfer, Turbulence and Combustion. Elsevier, 1983, pp. 54–73.
78. Patankar S. V., *Numerical heat transfer and fluid flow*, Washington. 1980. 214 p.
79. Chaplygin A. V., Vasil'evskii S. A., Galkin S. S., Kolesnikov A. F., Thermal state of uncooled quartz discharge channel of powerful high-frequency induction plasmatron, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2022, vol. 23, no. 2. Pp. 38–56. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.23.2.990>
80. Vasil'evskii S. A., Kolesnikov A. F., *Numerical study of flows and heat transfer in the induction plasma of a high-frequency plasmatron*, Encyclopedia of Low-Temperature Plasma, Series B, part 2. 2008, pp. 220–234. [in Russian]
81. Kolesnikov A. F., Pershin I. S., Vasil'evskii S. A., Yakushin M. I., Study of Quartz Surface Catalycity in Dissociated Carbon Dioxide Subsonic Flows, *J. Spacecr. Rockets*, 2000, vol. 37, no. 5, pp. 573–579. DOI: 10.2514/2.3629
82. Vasil'evskii S. A., Gordeev A. N., Kolesnikov A. F., Chaplygin A. V., Thermal Effect of Surface Catalysis in Subsonic Dissociated-Air Jets. Experiment on a High-Frequency Plasmatron and Numerical Modeling, *Fluid Dyn.* 2020. no. 55, pp. 708–720. DOI: 10.1134/S0015462820050134

Статья поступила в редакцию 12 марта 2024 г.